



## 会長就任にあたって

東京芝浦電気(株)重電事業本部顧問 円城寺 一

通常総会において第5期の会長に選ばれました。身に余る光栄と存じますとともに、1980年代の初年度に当る本年の一年間当会の運営の任務の重大さを痛感致します。幸にも歴代の有能な会長はじめ理事の諸先生方の御努力により、当学会の基礎も確立され、進むべき方向もレールが敷かれていますので、経験豊かな新理事の諸先生方の御協力を得てさらに当学会発展のために微力を尽す所存であります。

私個人のガスタービンとの出会いは第二次世界大戦中で、軍用航空機用ガスタービンおよびターボ過給機の設計と生産でありました。戦後は運研1号ガスタービンの他、黎明期の産業用ガスタービンの仕事に携りました。その後高度成長に伴う日本の産業界のニーズから、ひたすら火力発電所の高性能化、大容量化、また化石燃料から原子力への移行などに注力してまいりました。その間四十年、航空エンジンとしてのガスタービンの性能と信頼性の向上はめざましいものがあり、その技術が陸船用に波及して諸種の用途にガスタービンが多用されるようになりましたことは感慨深いものがあります。

今や航空エンジンといえばジェットエンジンが常識となつているのに比べ、産業用のガスタービンについては主要なエネルギー変換機として、その所を得ていないのが現状であります。そこで陸用のガスタービンの現状と動向について簡単に述べさせていただきます。

単純サイクルのガスタービン発電機がベースロード用として使われているのは主として石油系燃料が廉価であり、また急速に発展しつつある産油国に於てであります。工業国では離島その他で従来のディーゼル機関に替つてベースロードとして使われている以外は、中出力の尖頭負荷用と小出

力の非常用であります。特に日本では電力の系統容量は大きく、尖頭負荷も大きいため、尖頭負荷用として大容量の揚水発電所が既に多数建設されております。ガスタービンの単機容量の増大にも拘わらず、また起動運転の柔軟性の優れた特性にも拘わらず、ベースロード用のみならず、尖頭負荷用としても発電経済上ガスタービンが使用されていないのが現状であります。

しかし私は陸用の大容量のガスタービンの前途に見込みがないとは思っておりません。

原子力発電も含めてエネルギー源の多様化のための開発が遅々としている中で、現在主流をなしている汽力発電所の性能向上は畧々限界に達しており、エネルギー消費量を積極的に削減するには、ベースロード用として熱サイクルの高温域を利用出来るガスタービンと蒸気タービンとの複合サイクルによる以外に道はないと思います。

また石油から石炭に移行するための石炭ガス化、液化のシステム、高温ガス原子力のシステム、MHD発電システムまた省エネルギーのトータルシステムなどにおいても、ガスタービンが開放サイクル、または密閉サイクルの高温域エネルギー変換機として必ず登場していることから見ても、ガスタービン技術が重要なコンポーネント製作の技術として活用されることを確信しています。

以上陸用大形機について述べましたが、航空用、自動車を含めて何れのシステムに活用される場合でも、ガスタービンの性能向上のためには、

1. コンポーネント性能向上のための基礎技術
2. 高温化のための冷却技術とセラミックスを含めた耐熱材料の開発
3. 石炭を燃料とする場合の技術
4. 環境保護のための技術
5. 複雑な設備の運転制御のためのマイコン応用

技術  
などの開発研究を必要とします。

また種々のシステムに使われる高温ガスタービンの信頼性、寿命については実証されたものは未だ少く、今後の製作及運転の経験をフィードバックして

クして一步一步向上させる必要があると思います。

ガスタービンの発展のために共通の努力をされている会員諸君の情報知識の交換の場として、また語らいの場としてふさわしい学会として発展するように会員諸君の御鞭達を期待します。

## 「GTSJ協賛シンポジウム」

### 第1回日本熱物性シンポジウム

#### 開催の御案内ならびに講演募集

熱エネルギーの有効利用等の観点より、熱物性の研究に対する要求がたかまづている時にあたり、このたび第1回熱物性シンポジウムを開催することになりました。特に、熱伝導率、温度伝導率（熱拡散率）、比熱などを中心としてとりあげ、その研究者と利用者との交流や国際的な交流も目的としています。

ご関心をお持ちの方々はふるつてご参加下さい。

日 時 昭和55年11月25日（火）26日（水）

会 場 東京青山会館（東京都港区南青山4の17の58 TEL 03-403-1541）

#### セッションおよびオーガナイザー

時 間	11月25日（火）	11月26日（水）
9:30～10:50	開 会 式， 特 別 講 演	固体・金属など（平野賢一） 東北大工
11:00～12:20	測 定 法（小林清志） 静大工	食品・衣料・ 生体など（棚沢一郎） 東大生研
13:30～14:50	断 熱 材（藤井正一） 芝浦工大	一般的問題（片山功蔵） 東工大
15:00～16:20	液体・気体など（時田董） 神戸大工	特 別 講 演， 総 会
16:30～17:20	特 別 講 演	
18:00～20:00	懇 親 会	

**講演申込** 講演題目、著者名（発表者に○印）、連絡先、400字以内の概要を書いて下記へ申込んで下さい。講演の採否は上記オーガナイザーに一任します。

申 込 め 切 7月20日

講演論文集原稿め切 9月30日（4ページ、申込者に用紙送付）

**参加申込** ハガキに所属機関、連絡先、氏名、懇親会参加希望の有無を記して下記へ申込んで下さい。当日会場で、参加費引換に講演論文集をお渡しします。

**参加費** 4,000円（学生3,000円）（講演論文集1冊の代金含む）なお懇親会（同会館）費5,000円は当日会場で申し受けます。

申 込 先 〒223 横浜市港北区日吉3-14-1

慶大 工学部 機械工学科

長 島 昭 気 付

日本熱物性シンポジウム実行委員会

技術  
などの開発研究を必要とします。

また種々のシステムに使われる高温ガスタービンの信頼性、寿命については実証されたものは未だ少く、今後の製作及運転の経験をフィードバックして

クして一步一步向上させる必要があると思います。

ガスタービンの発展のために共通の努力をされている会員諸君の情報知識の交換の場として、また語らいの場としてふさわしい学会として発展するように会員諸君の御鞭達を期待します。

## 「GTSJ協賛シンポジウム」

### 第1回日本熱物性シンポジウム

#### 開催の御案内ならびに講演募集

熱エネルギーの有効利用等の観点より、熱物性の研究に対する要求がたかまづている時にあたり、このたび第1回熱物性シンポジウムを開催することになりました。特に、熱伝導率、温度伝導率（熱拡散率）、比熱などを中心としてとりあげ、その研究者と利用者との交流や国際的な交流も目的としています。

ご関心をお持ちの方々はふるつてご参加下さい。

日 時 昭和55年11月25日（火）26日（水）

会 場 東京青山会館（東京都港区南青山4の17の58 TEL 03-403-1541）

#### セッションおよびオーガナイザー

時 間	11月25日（火）	11月26日（水）
9:30～10:50	開 会 式， 特 別 講 演	固体・金属など（平野賢一） 東北大工
11:00～12:20	測 定 法（小林清志） 静大工	食品・衣料・ 生体など（棚沢一郎） 東大生研
13:30～14:50	断 熱 材（藤井正一） 芝浦工大	一般的問題（片山功蔵） 東工大
15:00～16:20	液体・気体など（時田董） 神戸大工	特 別 講 演， 総 会
16:30～17:20	特 別 講 演	
18:00～20:00	懇 親 会	

**講演申込** 講演題目、著者名（発表者に○印）、連絡先、400字以内の概要を書いて下記へ申込んで下さい。講演の採否は上記オーガナイザーに一任します。

申 込 め 切 7月20日

講演論文集原稿め切 9月30日（4ページ、申込者に用紙送付）

**参加申込** ハガキに所属機関、連絡先、氏名、懇親会参加希望の有無を記して下記へ申込んで下さい。当日会場で、参加費引換に講演論文集をお渡しします。

**参加費** 4,000円（学生3,000円）（講演論文集1冊の代金含む）なお懇親会（同会館）費5,000円は当日会場で申し受けます。

申 込 先 〒223 横浜市港北区日吉3-14-1

慶大 工学部 機械工学科

長 島 昭 気 付

日本熱物性シンポジウム実行委員会



## 空冷タービン用高温材料の現状と将来

東京大学工学部 塩入 淳平

### 1. 緒 論

ガスタービン開発の初期、1940年頃から、タービンブレードあるいはノズルベーン用の超合金の開発には多くの努力が払われ、その耐用温度は約9℃/年の割合で上昇して来たが、その進歩も1965年頃からは、少くともクリープラプチャー強度では頭打ちの傾向を示すに至った。一方、航空用ガスタービンエンジンのタービン入口温度は1950年当時には800℃程度であったものが現在では1300℃をこえるに至り、タービン入口温度の上昇と材料の進歩との間のギャップは空冷翼の技術でまかなわれて来た。しかし、さらに大幅に冷却に頼るのは、構造の複雑化、あるいは熱効率への影響などの問題があり、耐熱合金の進歩の頭打ち傾向はエンジンの開発にとり大きな障害であると言える。もっとも、現在の大型ファンエンジンのタービン入口温度が1300℃をこえるようになったのは、既存のエンジンに対する何回かのスラスト増強の要求にこたえた結果で、サイクル的には必ずしもバランスのとれた値ではない。一方、1990年代のエンジンを目指すNASAのE<sup>3</sup> (Energy Efficient Engine) プロジェクトに対するGE社の予備的な設計<sup>(1)</sup>では、総圧縮比を高くとり、離昇時のタービンロータ入口温度は1338℃に予定され、将来のスラスト増強分としてさらに89℃が見込まれている。PWA社の計画はまだ見る機会を持たないが、ほぼ同様と考えられる。さらに、わが国のムーンライト計画におけるガス・蒸気複合サイクルプラントのガスタービンでは、タービン入口温度の最終目

標は1500℃におかれている。このような高いタービン入口温度を実現するためには、冷却技術の改善、セラミック遮熱コーティングの採用などを考慮に入れても材料の面で大幅な進歩が要求される。また、耐熱材料の進歩はタービン入口温度を上げるのに役立つだけでなく、耐久性および信頼性の向上、冷却空気量の減少による構造の単純化と効率の改善の面でも大きな効果をもたらす。

本稿では空冷ブレードおよびベーン材料の現状と将来に向けての開発の状況について展望を行う。ガスタービン用耐熱合金についてはすでに多数のすぐれたレビューが書かれており、現状を中心にしたものとしては、Glennyら<sup>(2)</sup>、田中<sup>(3)</sup>、西<sup>(4)</sup>、藤田<sup>(5)</sup>によるものなどが、また、将来の展望を主にしたものとしては、Jahnkeら<sup>(6)</sup>、Frecheら<sup>(7)</sup>、Signorelliら<sup>(8)</sup>、依田<sup>(9)</sup>によるものなどがある。これらのうちの多くは資料を広範に網羅した形のもので、この上さらに同じ形のものを書くのは余り意味がないように思われ、本稿では多少行き方を変えて解説的な内容を主にしてみたいと考えている。

### 2. 空冷翼材料の現状

2-1 Ni基超合金 Ni基超合金はすぐれた高温強度と耐酸化性、耐食性をもち、タービンブレード材として広く用いられている。また、第1段ノズルベーンとしては耐熱衝撃性などの面でCo基合金に一步を譲るが、第2段以降ではベーン材料としても用いられている。

現在のNi基超合金は複雑な成分組成をもつものが多く、合金成分の数が10以上というものもある。各合金成分がどのような機構で合金の性能

(昭和55年5月9日原稿受付)

に寄与しているかは必ずしも明らかではないが、各成分のもつ役割は次のように要約される<sup>(2)</sup> Niは面心立方晶の $\gamma$ 相の母体である。Crは $\gamma$ 相に固溶し、表面にCr酸化物を形成し合金の耐酸化性、耐食性に寄与する。また、炭化物を形成し合金を強化する。AlおよびTiは $\gamma$ 相と呼ばれる金属間化合物Ni<sub>3</sub>(Al, Ti)として $\gamma$ 相中に析出する。 $\gamma'$ 相はNi基超合金の主要強化相である。Hf, C, BおよびZrは粒界を強化する。高融点金属Nb, Mo, TaおよびWは $\gamma$ 相および $\gamma'$ 相を強化し、また、炭化物を形成する。さらに、これらの高融点金属は、主要強化相である $\gamma'$ 相が分解して $\gamma$ 相に固溶してしまう限界の温度を上げることにより合金の使用温度範囲を高い方に広げる。逆に、Crには $\gamma'$ 相の分解固溶温度を下げる性質がある。

図1に代表的な合金が開発された年代とそのク

リープラプチャー強度を示す。また、表1にはこれらの合金の組成を示す。初期の合金であるNimonic80Aは、20%のCrを固溶した $\gamma$ 相

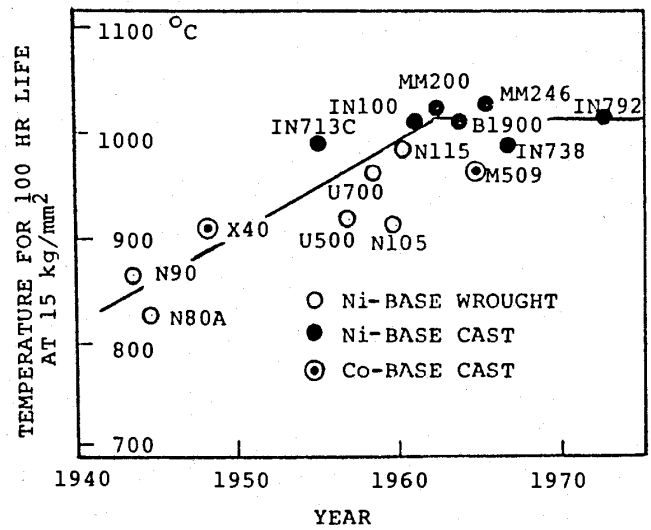


図1 超合金の進歩

表1 主要なブレード用Ni基超合金の化学組成<sup>(2)</sup>

NICKEL-BASE ALLOYS													
Alloy	C	Cr	Co	Al	Ti	Mo	W	Nb	Ta	Fe	B	Zr	Others
Nimonic 105	0.12	14.8	20.0	4.7	1.2	5.0	-	-	-	<1.0	0.007	<0.15	
Nimonic 115	0.15	15.0	14.8	5.0	4.0	4.0	-	-	-	<1.0	0.018	<0.15	
Nimonic 120	0.04	12.5	10.0	4.5	3.5	5.7	-	-	-	<0.4	<0.030	<0.05	
U 500	<0.15	17.5	16.5	2.9	2.9	4.0	-	-	-	<4.0	<0.010	-	
U 700	<0.15	15.0	17.0	4.3	3.4	5.3	-	-	-	<4.0	<0.050	-	
IN 713C*	0.12	12.5	-	6.1	0.8	4.2	-	( 2.2 )	-	-	0.012	0.10	
IN 100*	0.18	10.0	15.0	5.5	4.7	3.0	-	-	-	-	0.014	0.06	1.0V
B 1900*	0.10	8.0	10.0	6.0	1.0	6.0	-	-	4.3	<0.35	0.015	0.08	
Mar-M200*	0.15	9.0	10.0	5.0	2.0	-	12.5	1.0	-	-	0.015	0.05	
Mar-M246*	0.15	9.0	10.0	5.5	1.5	2.5	10.0	-	1.5	-	0.015	0.05	
Rene 80*	0.17	14.0	9.5	3.0	5.0	4.0	4.0	-	-	-	0.015	0.03	
IN 738*	0.17	16.0	8.5	3.4	3.4	1.8	2.6	0.9	1.8	<0.5	0.010	0.10	
IN 792*	0.12	12.7	9.0	3.2	4.2	2.0	3.9	-	3.9	-	0.020	0.10	0.8Hf

\* Cast Alloy

に少量の $\gamma'$ 相を析出させたもので、耐酸化性、鍛造性はよいが高温強度は余り大きくない。次の世代の合金はかなり多量のCoを加えて $\gamma$ 相を強化し、さらに(AI+Ti)の量、従って $\gamma'$ 相の量を増して析出強化をも図った合金で、800℃程度までの強度にすぐれている。さらに(AI+Ti)の量を増し $\gamma'$ 相の体積が50%程度をこえると鍛造は困難となる。このような合金は精密鍛造技術の発達により実用化された。この種の合金では、 $\gamma'$ 相の分解固溶温度を上げるためCr量を10%程度まで減らし、Cr量の不足による耐酸化性の低下は、 $\gamma$ 相形成元素の中のAlの割合を増すことにより得られる耐酸化性の改善とAlの拡散コ

ーティング技術で補われている。IN713C, IN100, B1900, Mar-M200, Mar-M246などはこの系統に属し、Mar-M200および246などでは $\gamma'$ 相の分解固溶温度をさらに上げる目的で高融点金属を加えてある。これらの鍛造用合金はNi基超合金のうちで最も高温強度の大きいグループを形成する。しかし、Cr量が少いため、耐酸化性は上述のようにAlの割合を多くして補われていても高温の耐食性に問題がある。最近では航空用エンジンでも重視されているが、耐用時間が長く、また航空用に比べ低質の燃料が使用される陸上用ガスタービンでは特に高温における耐食性が要求される。そこでこの要求に応じて、再び

Cr量と $\gamma'$ 相形成元素中のTiの割合を増して耐食性を改善したIN738, IN792などの合金が作られた。これらの合金は高温強度の面でも低Cr型のものに近い。René80もこの系統に属する。

航空用エンジンの空冷ブレードには, IN100, René80, B1900などの鑄造用合金が主に用いられている。Mar-M200は方向性凝固ブレード用の合金としてその特色が生かされている。これについては3-1項で述べる。

2-2 Co基超合金 一般にCo基超合金は750℃~900℃ではNi基超合金に比べて強度が劣り, ブレード材として余り用いられない。しかし, 熱衝撃強度, 耐食性の面ではすぐれ, ノズルベーン, 特に第1段用に用いられている。

Co基超合金は, Mo, W, Taなどの高融点金属による固溶強化と, これらの高融点金属およびCrの炭化物の析出により強化されている。より大きな強化が期待されるNi基超合金の $\gamma'$ 相のような金属間化合物の析出による強化はCo基超合金では余り利用されていない。

X40は25%のCrを加えて耐酸化性を与え, 10%のNiを加えて延性を改善し, さらに7.5%のWにより強化された合金で, 余り強度は大きくないが耐食性, 耐熱衝撃性にすぐれ, 長時間高温にさらしても安定で, ノズルベーン材として広く用いられている。新しい合金としてはMar-M系統のものがある。この系統のものはWのほかTi, Zr, Taを含み, 真空溶解法がとられる。Mar-M509はすぐれた耐酸化性とクリープラプチャー強度をもっている。表2に主要なCo基超合金の組成を示す。

表2 主なノズルベーン用Co基超合金の化学組成<sup>(2)</sup>

COBALT-BASE ALLOYS										
Alloy	C	Cr	Ni	W	Ta	Ti	Zr	Fe	Si	Mn
X 40	0.5	25.5	10.5	7.5	-	-	-	<2	<1	<1
WI 52	0.45	21	<1.0	11	2(Ta+Nb)	-	-	<1.75	<0.5	<0.5
Mar-M509	0.6	23.5	10	7	3.5	0.2	0.5	<1.5	<0.4	<0.1

### 3. 開発の動向

ブレードあるいはノズルベーン用の超合金の進歩は緒論にも述べたようにこのところやや頭打ち

の傾向を見せており, これを打破するために活発な研究, 開発が進められている。その中で主要なものは

- (a) 方向性凝固超合金
- (b) 方向性凝固共晶合金
- (c) 高融点金属線強化超合金
- (d) 酸化物分散強化合金
- (e) 高融点金属合金
- (f) セラミックス

などである。(a)は超合金の性能を一杯に利用するためのprocessing技術, (b)~(d)は超合金の複合材料化, (e)(f)は新材料の開発である。高融点金属合金の研究は長い間行われて来たが依然としてぜい性と酸化の問題が克服されないため実用をめどは立っておらず, また, セラミックスはノズルベーン材料として有望視されているが冷却翼の形で用いられる可能性は余りないと思われる。そこで, 以下では(a)~(d)について簡単な解説を行うことにする。

3-1 方向性凝固超合金 1966年, PWA社のVerSnyderらは, 超合金ブレードの鑄造の際に一端に水冷の冷し金をおきスパン方向に凝固を進行させ柱状晶組織を作ることにより, スパン方向のクリープ強度および延性を大幅に改善できることを示した<sup>(10)</sup>その後, この研究は, 当時開発された高温強度の大きいMar-M200合金の700℃~800℃域のクリープ延性の不足の問題を解決する目的もあって, 同社で積極的に進められ既に実用化されている。

凝固の問題は古くから物理冶金学の研究対象であった。図2(a)のような状態図をもつ単相合金が凝固する際, 固液界面では一定割合の溶質が液相側に残ることになる。いま, 同図(b)の上の図のように固液界面が一方向に進行するように冷却をコントロールすると, 液相側の溶質の分布は液相中の拡散と界面の進行とのバランスから定常状態では(b)の下図のようになる。(実際には, 液相中の対流などの影響でもっと複雑である。)このような溶質濃度分布に対応する液相線温度 $T_L$ は同

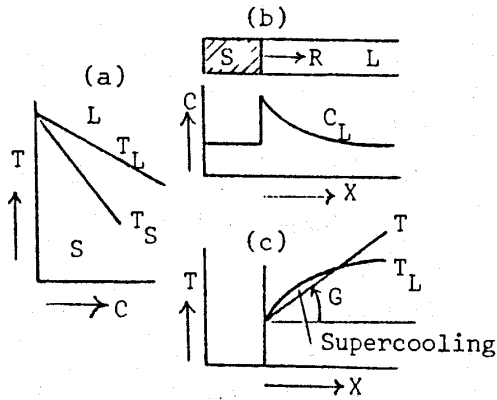


図2 組成過冷却

図(c)のようになる。一方、固相側から熱を奪い凝固を進めているものとする、液相の実際の温度  $T$  は同じく(c)に示したようになり、界面前方には  $T < T_L$  なる過冷却域が生じうる。この過冷却を組成過冷却という<sup>(11)</sup>。組成過冷却は  $[G(温度Tの勾配)/R(界面の進行速度)]$  の値が小さい程大きくなる。組成過冷却が甚だしい場合は過冷却域に独立な結晶核が発生し、凝固組織は等軸多結晶体となってしまう。また、それ程大きくはなくても組成過冷却が存在すると固液界面は擾乱に対し不安定となり、突出部程成長が早く界面は平面を保てなくなる。組成過冷却が存在しない場合は界面を平面に保ったまま凝固が進行する。

Flemings は凝固のプロセスを詳細に考察し、 $G/R$  の値の大小により生ずる種々な凝固の様相を図3に示すように分類している<sup>(12)</sup>。

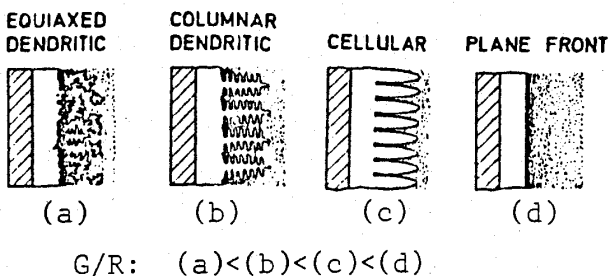


図3  $G/R$  による凝固の様相の変化

Ni 基超合金は面心立方晶で、結晶の成長方向は  $<100>$  方向であり、初めに冷し金に接する部分に発生する結晶核の方位はランダムでも凝固開始後間もなく断面は  $<100>$  方位の結晶で占

められるようになり、 $<100>$  方位をもった柱状晶組織が得られる。また、途中に細いラセン状の絞り通路を設けると結晶は1個に絞られ単結晶が得られる。柱状晶、単結晶いずれの場合にも、凝固条件は図3(b)の柱状 dendrite 凝固の範囲に選ばれるのが普通で、炉と鑄型とを相対的に動かすタイプの装置を用いて、柱状晶の場合  $R$  は  $300\text{mm/hr}$  程度にとられている。

方向性凝固によるクリープ強度および延性の改善は、引張方向に交わる結晶粒界が存在しないことによる。普通鑄造、方向性凝固柱状晶および単結晶の Mar-M200 合金のクリープラプチャー強度を表3に示す<sup>(2)</sup>。中温高応力域のラプチャー強

表3 Mar-M200 合金のクリープラプチャー特性<sup>(2)</sup>  
(普通鑄造、方向性凝固柱状晶、単結晶の比較)

	Life hr	Elongation %	Min. Creep Rate /hr
760 °C, 690 MN/m <sup>2</sup>			
C.C.	4.9	0.45	$70.0 \times 10^{-5}$
D.S.	366.0	12.6	$14.5 \times 10^{-5}$
S.C.	1914.0	14.5	$2.2 \times 10^{-5}$
982 °C, 206 MN/m <sup>2</sup>			
C.C.	35.6	2.6	$23.8 \times 10^{-5}$
D.S.	67.0	23.6	$25.6 \times 10^{-5}$
S.C.	107.0	23.6	$16.1 \times 10^{-5}$

C.C.: Conventionally cast. D.S.: Directionally solidified. S.C.: Single crystal.

度の改善が目立っている。また、普通鑄造の場合と方向性凝固柱状晶の場合との熱疲労強度の比較を図4に示す<sup>(13)</sup>。熱疲労強度は方向性凝固により

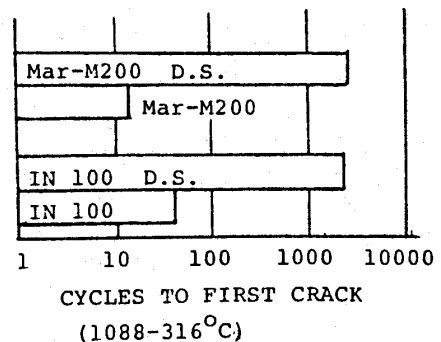


図4 方向性凝固(D.S. 柱状晶)による熱疲労強度の改善<sup>(13)</sup>

著しく増している。これは、 $\langle 100 \rangle$ 方向の縦弾性係数が等軸多結晶体の場合の60%程度と大幅に低いこと、この方向の延性が大きいことによる。

柱状晶の場合、横方向の延性に問題があり、粒界あるいはデンドライトの境目に沿って縦方向に割れが発生することがある。これを防ぐためMar-M200, B1900などでは2%程度のHf添加が行われている。単結晶では、Hf, B, C, Zrのような粒界強化元素が不要で、合金の組成にはそれだけ自由度が大きくなり、新しい単結晶用合金の開発が行われている。PWA社では、柱状晶ブレードにはPWA1422(Mar-M200+Hf)合金が用いられており、単結晶用には粒界強化元素を除き、耐酸化性、耐食性を増すためWの一部をTaでおきかえCoを減らしてCrの量を増したPWA1480合金が用いられようとしている<sup>(14)</sup>。同社では柱状晶の空冷翼を既にJT9DおよびF100エンジンの高圧タービンのブレードおよび2段以下のノズルベーンに用いており、単結晶空冷翼もJT9D-7R4およびF100エンジンに用いようとしている<sup>(14)</sup>。GE社ではE<sup>3</sup>エンジンにRené150の方向性凝固翼を考えている<sup>(1)</sup>。また、英国のNGTEでも実用化に必要な広範な研究が行われている<sup>(15)</sup>。

3-2 方向性凝固共晶合金 図5(a)のような状態図をもった共晶あるいはそれに近い組成の合金を、G/Rを大きくとり図3(d)の平面フロント条件で凝固させると、図5(b)のような凝固方向に配向した共晶組織が得られる。相変態を利用して作ったいわゆる in-situ 複合材料である。この共晶組織は、少ない方の相の体積が全体の40%

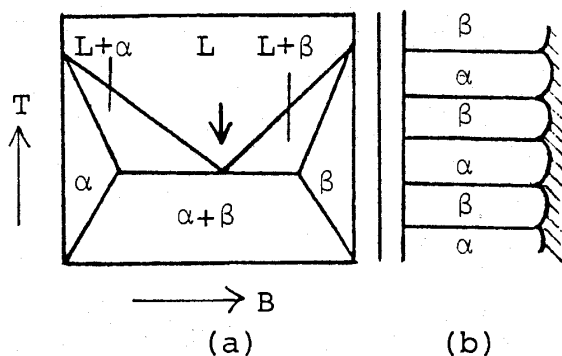


図5 共晶合金の方向性凝固

程度をこえると二つの相が層状に重なった組織となり、30%程度以下の場合には少ない方の相は繊維状となって現れる。図6には代表的な組織例を示す。

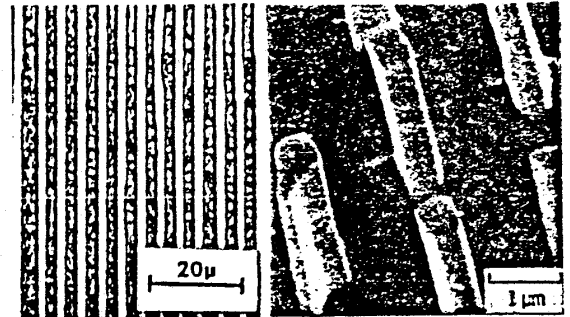


図6 方向性凝固共晶合金の組織  
左：層状 ( $r/r'-\delta$ )<sup>(21)</sup>  
右：繊維状 (Ni-TaC)<sup>(8)</sup>

ブレード用に開発されたものとしては、層状組織のものに $r/r'-\delta$  ( $\delta$ : Ni<sub>3</sub>Nb)系、繊維組織のものにCo-TaC系、Ni-TaC系、Ni-NbC系などがある。 $r/r'-\delta$ 系はPWA社で開発が進められており、Ni-20Nb-6Cr-2.5Alの四元系、Ni-18Nb-6Cr-2.5Al-3Taの五元系などが研究されている<sup>(16)</sup>。原形の $r'-\delta$ 系は耐酸化性と延性に問題があったが、 $r/r'-\delta$ 系は横方向の延性には問題を残しているが有望と見られている。Co-TaC系は繰返し加熱に対するTaC繊維の安定性に問題があり<sup>(17)(18)</sup>、また、1000°C程度の高温度域のクリープラプチャー強度にはすぐれているが、ブレード材としてルート部分に要求される中温度域強度が不十分である。Ni-TaC系にはCo-TaC系の上述の欠点も見られず、NiTaC-13(Ni-3.3Co-4.4Cr-5.4Al-8.1Ta-0.54C-3.1W-6.2Re-5.6V)はすぐれた性能をもっている<sup>(19)</sup>。Ni-NbC系はフランスの国立航空宇宙研究所ONERAで開発されたもので、最初はCo-TaC系で出発したが上述の欠点が明らかになりNi-NbC系に切換えられた。ONERAではこれら全部を含めてONERA Cotacと呼んでいる。Ni-NbC系のCotac744(Ni-10Co-4Cr-10W-2Mo-6Al-3.8Nb-0.46C)<sup>(20)</sup>はNiTaC-13と同様にすぐれた合金である。Ni



-TaC系とNi-NbC系は実質的にNi基超合金である $r/r'$ 相マトリクスをTaCあるいはNbC繊維で補強したもので、中温域で要求される比較的大きな強度はマトリクスで、高温域のクリープ強度はTaCあるいはNbC繊維で受け持たれている。横方向延性は、繊維の占める体積が10%程度であるため、Ni基超合金の延性とそれ程変わらない。

方向性凝固共晶合金の特色は1000℃程度の高温域のクリープ強度にある。その他の力学的性質はまだはっきりしない点もあるが $r/r' - \delta$ 系、Ni-TaC系、Ni-NbC系では致命的と見られる欠点は報告されていない。耐酸化性と耐食性もコーティング技術でカバーできるようである。問題点は平面フロントの凝固条件が必要なことで、Gを大きくとるために溶融錫を冷却媒に使うなど<sup>(21)(22)</sup>種々工夫がなされているが、現在のところ凝固速度Rを20mm/hr程度より上げることは困難なようである。このことは製造に要する時間の面からコストに響くだけでなく、溶湯温度が高いことも手伝って、鋳型の強度、鋳型と溶湯との反応など困難な問題の原因となっている。また、製品の強度は凝固条件に敏感で、ブレードのような複雑な形状のものでは凝固過程の制御も重要な問題である<sup>(21)</sup>。しかし、このような困難を克服して $r/r' - \delta$ 、Ni-TaC、Ni-NbC三系ともブレードが試作されタービンリグ試験が行われている。

3-3 高融点金属線強化超合金 高温強度の大きい高融点金属のワイヤで耐酸化性およびじん性にすぐれた超合金を強化した繊維強化金属(FRM)型の複合材料である。ワイヤとしてはW線が、マトリクスとしてはNi基超合金、耐酸化性の大きい鉄基合金Fe-Cr-Al-Yなどが試みられている<sup>(7)(8)</sup>。複合材料としては普通のタイプであるが、in-situ複合材料の方向性凝固共晶合金より開発が遅れている。高温強度の面では期待されているが、問題点は、(i)ワイヤとマトリクスとの間の相互拡散によりとくに前者の劣

化がおこること、(ii)ワイヤの比重が大きく、遠心力の面からブレード材として不利であること、(iii)ワイヤとマトリクスとの間の熱膨張差による熱疲労の問題があることなどである。(i)は使用中にもおこりうるが、溶融したマトリクスとワイヤとが接触するような製造工程をとる場合には特に問題になる。これを避けるため、マトリクス材のフォイルあるいは粉末クロスでワイヤマットをはさんで圧着することにより複合モノテープを作り、これを積層して成形する方法が開発され、これとマトリクス組成の改善により(i)の問題に対してはかなり希望がもてるようになった。(ii)の問題も、ワイヤの量をスパン方向に変化させるなどの方法によりかなり軽減できる。また、(iii)の問題も次第に解決に近づきつつあり、1%トリア(ThO<sub>2</sub>)を加えたW線とFe-Cr-Al-Y合金マトリクスの組み合わせでは、室温と1200℃との間の熱サイクル1000回でも異常が見られなかったという報告がある<sup>(7)</sup>。しかし、表面に空気孔のある空冷ブレードの製造などを考えると、この材料の実用化にはなお時間がかかりそうである。

3-4 酸化物分散強化合金 金属マトリクス中に微粒子を分散させると転位の運動が阻止され強度が増す。このような分散組織は析出によっても得られるが(析出硬化)、析出相はある温度以上では分解してマトリクス中に固溶してしまうため、材料の使用温度は制限される。そこで、マトリクスの融点まで安定な酸化物の微粒を人工的に分散させることが考えられた。これが酸化物分散強化合金と呼ばれる複合材料である。耐熱合金としては、ニッケル、NiCr合金、Ni基(鉄基)超合金をマトリクスとし、トリア(ThO<sub>2</sub>)あるいはイットリア(Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)を分散相とするものが開発されている。ThO<sub>2</sub>は放射能をもつので最近ではY<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を分散相とするものが多い。表4に主要

表4 主要な酸化物分散強化合金の化学組成<sup>(22)(23)</sup>

OXIDE DISPERSION STRENGTHENED ALLOYS	
TD-NiCr	Ni-20Cr-0.1C-2ThO <sub>2</sub>
MA 754	Ni-20Cr-0.3Al-0.5Ti-0.05C-0.6Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
MA 956E	Fe-20Cr-4.5Al-0.5Ti-0.5Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
MA 755E	Ni-15Cr-4.5Al-3Ti-3.5Mo-5.5W-0.01B-0.15Zr-0.05C-1Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
IN 853	Ni-20Cr-1.5Al-2.5Ti-0.007B-0.07Zr-0.05C-0.2Fe-1.3Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
MA 6000E	Ni-15Cr-4.5Al-2.5Ti-2Mo-4W-2Ta-0.01B-0.15Zr-0.05C-1.1Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>

な合金を示す<sup>(22)(23)</sup>。TD-Ni (Ni-ThO<sub>2</sub>系) はこの系統の耐熱合金の原形であるが耐酸化性に劣り余り用いられない。TD-Ni Cr, MA 754などは強度は余り大きくないが、融点が高く (MA 754は固相線温度1399℃)、高温まで組織安定性がよいなどの理由でノズルベーン材としてCo基合金にかわり使用される見込みである。使用可能温度は1230℃程度までと考えられている<sup>(7)</sup>。ブレードではルート部で大きな中温強度を要求されるので、ブレード材としては $r'$ 相の析出で強化されたNi基超合金をマトリクスとするMA 755E, IN853, MA-6000Eなどが有望視されている。 $r'$ 析出相とY<sub>2</sub>O<sub>3</sub>分散相とを含むMA-6000E合金の電子顕微鏡組織写真を図7に示す<sup>(24)</sup>。ブレード材では、スパン方向にロール

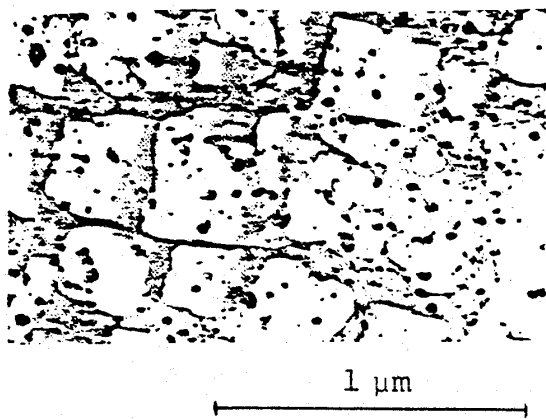


図7 MA-6000E合金  
白い四角  $r'$ 相  
微細な粒子 Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

加工した後ゾーン再結晶させてスパン方向に長い結晶粒にすることが考えられている<sup>(23)(24)</sup>。この場合スパン方向の結晶方位は $\langle 110 \rangle$ でこの方向の縦弾性係数は方向性凝固柱状晶合金の場合のように低くはないが、熱疲労特性もよく、1000℃をこえる高温でもすぐれたクリープラプチャー強度をもつ。

酸化物分散強化合金は粉末冶金法で作られるが、分散強化が行われるためには数十Å径の酸化物微粒子が数分の一μm程度の間隔で分散されていることが必要で、焼結前のブレンド工程が重要である。初期のTD-Niなどでは湿式の共沈法が用い

られたが、最近では生産性の面でもすぐれたメカニカルアロイイング法<sup>(23)</sup>が用いられている。これは、マトリクス合金を形成すべき金属粉と微粒酸化物をまぜて高速ボールミルなどを用いて高エネルギー加工し、図8に示すように金属粉を機械的に複合粉にするとともにその中に酸化物を均一に分散させる方法で、この複合粉を焼結する。

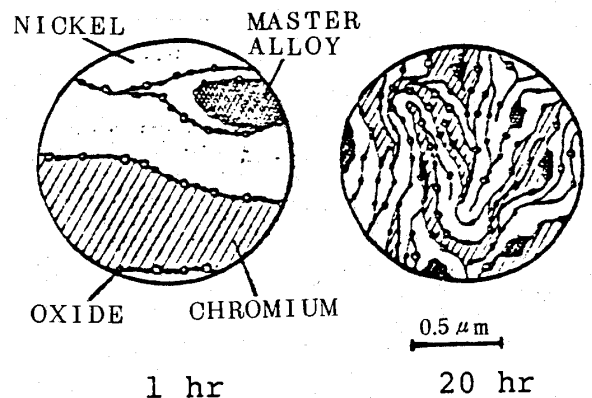
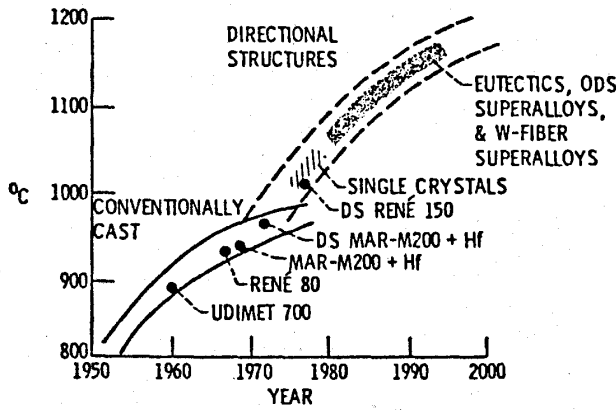


図8 メカニカルアロイイング

#### 4. 各材料の相対評価など

4-1 ブレード材 現在Ni基超合金の精密铸造品が用いられており、方向性凝固超合金も一部用いられ始めている。方向性凝固超合金は普通铸造超合金に比べクリープラプチャー強度の面でもすぐれているが、その特色は航空エンジンの場合に特に重視される熱疲労強度が大きい点にある。一方、方向性凝固共晶合金、高融点金属線強化超合金、ゾーン再結晶酸化物分散強化合金の特色は1000℃以上に及ぶ高温域のクリープラプチャー強度にある。各種ブレード材の耐用温度および開発時期に関するNASAの予想を図9に示す<sup>(7)(8)</sup>。図10には代表的材料のクリープラプチャー強度を示す。

方向性凝固超合金を除く上記二つの開発途中の材料では、空冷ブレードの製造技術の開発に大きな努力が必要と考えられる。方向性凝固共晶合金では数個のピースを、高融点金属線強化超合金と酸化物分散強化合金ではシート状にしたものを拡散接合して製造する方法などが有望である<sup>(25)(26)</sup>。



DS: Directionally Solidified  
ODS: Oxide Dispersion Strengthened

図9 ブレード用材料の開発予想(8)

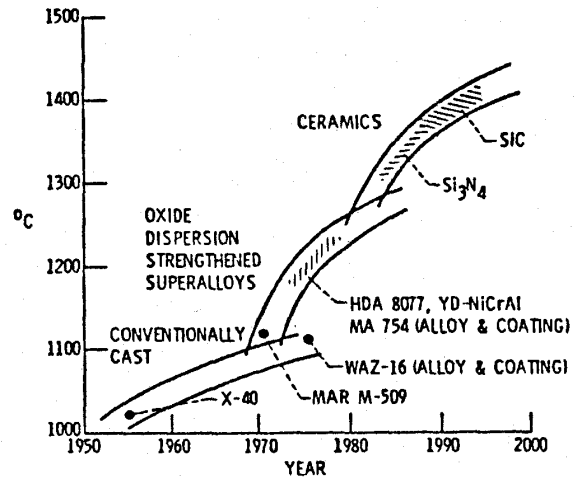


図11 ノズルベーン用材料の開発予想(8)

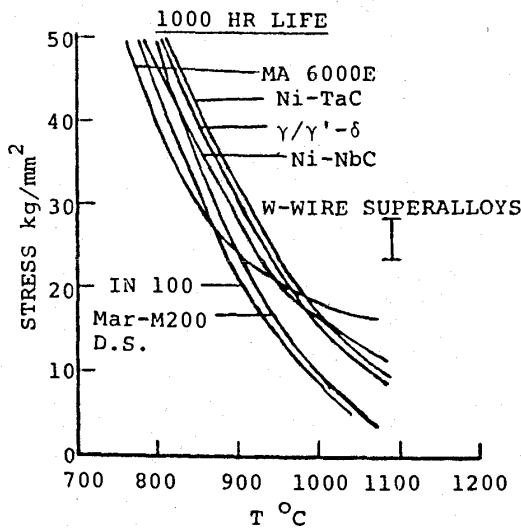


図10 代表的なブレード材のクリープ  
プンプチャー強度の比較

4-2 ノズルベーン材 第1段ノズルベーンには3-4に述べたようにCo基合金にかわり酸化物分散強化合金が用いられるようになる。ノズルベーン材料の耐用温度と開発時期に関するNASAの予想を図11に示す(7)(8)。第2段以降には方向性凝固超合金あるいは共晶合金も用いられると考えられる。酸化物分散強化合金を用いたノズルベーンの製作法は種々工夫されているが(27) GE社のE<sup>3</sup>計画エンジンでは、酸化物分散強化合金MA754を機械加工して翼型部を作り、これをCo基合金Mar-M509製のバンドにろうづけする方法が考えられている(1)。

4-3 その他の技術 滲出冷却法も考えられているが、材料面での開発はまだ余り進んでいない(28)。

耐熱材料の開発は高温強度に重点がおかれがちで、使用温度の上昇により耐酸化あるいは耐腐食コーティング技術が問題になり、従来のパック法による拡散コーティングから物理蒸着法などによる積層コーティングにかわりつつある(7)。また、冷却を助けるためのセラミック遮熱コーティングも開発されつつある(7)。これらコーティングに関しては頁数の関係もあり別の機会に譲りたい。

### 5. 結 言

緒論に述べたように、解説的な書き方をしたいと考えたが、中途半端に終わってしまったようである。また、文献の入手が困難で原典からの引用ができなかった箇所もあり、不正確な記述が多いのではないかと心配である。資料収集の仕事に協力された当研究室の長岡記久恵氏に謝意を表す。

### 参 考 文 献

- (1) Johnston, R.P.,ほか4名, NASA CR-135444 (1978).
- (2) Glenny, R.J.E,ほか2名, Int.Met.Rev., 20 (1975), 1.
- (3) 田中, 耐熱金属材料委員会研究報告(日本学術振興会耐熱金属材料第123委員会), 18-3 (昭和52年), 225.
- (4) 西, 同上, 347.
- (5) 藤田, 日本航空宇宙学会誌, 26-292(1978-5) 261.

- (6) Jahnke, L.P., J. Met., 25-4(1973-4), 15.
- (7) Freche, J.C. & Ault, G.M., Superalloys : Metallurgy and Manufacture, Proc. 3rd Int. Symp. (1976), 297.
- (8) Signorelli, R.A. & Blankenship, C.P., CTOL Transport Technology, Part I, NASA CP-2036 (1978), 187.
- (9) 依田, (3)に同じ, 429
- (10) Pearcey, B.J. & VerSnyder, F.L., J. Aircraft, 3-5(1966-9/10), 390
- (11) たとえば Chalmers, B., Physical Metallurgy (1959), 山本訳, 物理冶金学(昭和40年), 221.
- (12) Flemings, M.C., Solidification Processing (1974), McGraw-Hill.
- (13) Bizon, R.T. & Spera, D.A. NASA TN-D-8071 (1975)
- (14) Mayfield, J., Aviation Week & Space Technology, October 1 (1979), 69.
- (15) Northwood, J.E., NGTE M78054(1978).
- (16) Lenkey, F.D. & McCarthy, G., NASA CR-134678(1975).
- (17) Dunlevey, F.M. & Wallace, J.F., Met. Trans., 5-6(1974-6), 1351.
- (18) Rabinovitch, M.ほか4名, Advances in Composite Materials, ed. G. Piatti, (1978), 289, Applied Science Publishers.
- (19) Woodford, D.A., Met. Trans. A, 8A-4(1977), 639.
- (20) Kahn, T., ONERA T.P. 1978-132(1978).
- (21) Giamei, A.F. & Erickson, J.S., Superalloys : Metallurgy and Manufacture, Proc. 3rd Int. Symp., (1976), 405.
- (22) Rabinovitch, M. & Hauser, J.M., ONERA T.P. 1978-133(1978).
- (23) Benjamin, J.S., J. Aircraft 14-7(1977-7), 613.
- (24) Glasgow, T.K., AIAA Paper 79-0763(1979).
- (25) Duhl, D.N. & Thompson, E.R., J. Aircraft, 14-6(1977-6), 521.
- (26) George, D.G.,ほか2名, AITT Paper 79-1226.
- (27) Perkins, R.J. & Bailey, P.G., NASA CR-135373(1978).
- (28) Esgar, J.B.ほか2名, NASA TN-D-5992 (1970).

# 空冷タービン翼の精密鑄造

石川島播磨重工業(株) 錦 織 徳 郎

## 1. まえがき

空冷タービン翼に期待される性能はますます厳しくなっており、材質面では鍛造不可能な超耐熱合金の使用を、また形状面では工作困難な形状の冷却空気通路の所有を要求している。これらの要求を満たすための努力に、精密鑄造技術がどのようなかわりを持っているかについて述べる。

## 2. 精密鑄造技術の必要性

空冷タービン翼にはコバルト基耐熱合金、ニッケル基耐熱合金が使われている。コバルト基耐熱合金はタービンノズルに、またニッケル基耐熱合金はタービンブレードおよびタービンノズルに使用されている。

コバルト基耐熱合金の高温強度は固溶強化と分散強化と金属間化合物による強化に依存している。固溶強化のためには強化元素としてモリブデン、タングステン、タンタルなどの耐火金属が添加されている。分散強化は炭化物の分散に依存しているため、これらの元素の他に炭化物形成元素であるクローム、炭素が添加されている。金属間化合物による強化は例は少ないが $\alpha\text{-Co}_3\text{W}^{(1)}$ に依存しているL-605(鍛造合金)がある。

コバルト基耐熱合金の高温強度を増すために開発された合金は固溶強化元素、分散強化元素の添加量が多くなっている。これらの元素の含有量を増やした合金は、鍛造割れを生じ鍛造できない。タービンノズルに現在多く使用されているX-40, X-45, FSX-414などの合金は全て鍛造できない合金である。そのために精度の高い素形材が得られる精密鑄造法が必要となってくる。

ニッケル基耐熱合金の高温強度は固溶強化と金属間化合物による強化と結晶粒界強化に依存している。固溶強化のためにはコバルト、モリブデン、タングステンなどの強化元素が添加されている。

金属間化合物による強化は $\gamma'$ 相の析出に依存している。結晶粒界強化はボロン、ジルコニウムなどの粒界強化元素の微量添加に依存している。

これらのうち最も高温強度強化に顕著に効果のあるのは $\gamma'$ 相の析出量である。 $\gamma'$ 相の量はアルミニウム、チタニウム、ニオブ、タンタルの含有量の増加とともに増える。 $\gamma'$ 相の量が25%以上になると鍛造が困難となり、45%以上になると鍛造できなくなる。

タービンブレードに現在多く使用されているRene 80の $\gamma'$ 相の量は47%、IN100のそれは60%である。IN100はタービンノズルにも使用されている。これらの合金のタービン翼の製作には精密鑄造法を必要としている。

余談になるが $\gamma'$ 相の量が増加するとまったく鍛造できなくなるわけではない。インゴットのままではまったく鍛造できないが、インゴットを再溶解してアルゴンガスアトマイズ法などによって合金の微細粉末粒を作り、この合金粉末を熱間押し出し焼結したあと、等温鍛造すると鍛造できるようになる。この方法をGatorizing法と呼ぶ。 $\gamma'$ 相の量が60%のIN100でもGatorizing法によってタービンディスクが作られている。然しGatorizing法によって空冷タービン翼を作ることはず不可能であろう。

## 3. 空冷タービン翼の精密鑄造

### 3-1 冷却空気通路をセラミックコアで作る方法

空冷タービン翼を精密鑄造法で作る場合に、冷却空気通路の形状を出すために、セラミックコアやガラスチューブコアを使用するのが、ソリッドのタービン翼を作る場合と異った特長である。

精密鑄造法による空冷タービン翼の製造法を簡単に説明すると、まず最初にろう模型製作用金型に、冷却空気通路に該当する形状のセラミックコアやガラスチューブコアを納め、金型にろうを圧入して空冷タービン翼のろう模型を作る。こ

(昭和55年5月1日原稿受付)

のろう模型は外観的にはセラミックコアやガラスチューブコアを抱き込んだ形になっている。このろう模型にろう製の湯口、湯道を付けたあと、微粒子の耐火物と粘結剤とを混合したスラリーで薄く表面を覆い、スラリーが乾かぬうちにその上に粗い耐火物粒をまぶす。この操作を数回繰り返して4~8mm厚のコーティング層を形成する。

次に加熱してろう模型を熔融排出する。そのあとに残った前記コーティング層が鑄型となる。この鑄型はキャビティの中にセラミックコアやガラスチューブコアが保持された形になっている。鑄型を高温で焼成したあと熔融金属を鑄込む。鑄型を壊して鑄物を取り出した状態では、空冷タービン翼はセラミックコアやガラスチューブコアを鑄ぐるんだ状態になっている。次にセラミックコアやガラスチューブコアを化学的に熔融除去して、空冷タービン翼精密鑄造品となる。写真1<sup>(2)</sup>に空冷タービン翼とセラミックコアを示す。

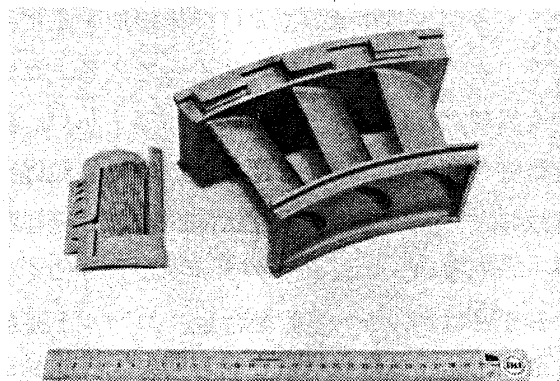


写真1 空冷タービン翼精密鑄造品  
左側：セラミックコア

冷却空気通路にはほとんどの形状に対してセラミックコアが使用されているが、丸い細長い孔に対してはガラスチューブコアが使用されている。これらのコアは化学的に熔融除去しやすい材質とするために、セラミックコアには熔融石英を主成分とした材質が用いられ、ガラスチューブコアには石英ガラスが用いられている。

セラミックコアやガラスチューブコアの化学的除去は500℃ぐらいの熔融苛性ソーダの中に鑄物を浸漬し、30分~1時間かけて熔融する。普通の形状のコアはこの方法で十分除去す

ることができるが、細長い形状や薄く長い形状のコアの場合には長時間かかり、鑄物を腐食するという欠点がある。

この欠点を解決した有効な方法としてポイリング法<sup>(3)</sup>がある。この方法はオートクレーブを用い、その中に稀釈した苛性ソーダまたは苛性カリを入れ加熱し、それからオートクレーブ内の圧力を増減させる。加圧減圧を繰り返して溶液に沸騰攪拌をおこさせてコアを除去する方法である。稀釈した苛性ソーダまたは苛性カリを使用することができることと、溶液温度を200℃以下に下げて作業ができるので、鑄物の腐食を極端に減らすことができる。

### 3-2 冷却空気通路を拡散接合で作る方法

冷却空気通路の形状が非常に複雑であったり、また通路が狭くなったりして、セラミックコアでは冷却空気通路を作ることが不可能である場合には、拡散接合で作る方法が用いられている。

この方法<sup>(4)</sup>は空冷タービン翼の背側部分と腹側部分を別個に精密鑄造法で作る、この2枚の鑄造翼片を合せて拡散接合法で接合して1個の空冷タービン翼を製作する。この方法による場合にはセラミックコアを必要としない。

### 4. 一方向凝固柱状晶組織の空冷タービン翼の精密鑄造

空冷タービン翼はガスタービン用精密鑄造品の中でも、最も苛酷な条件下で使用されるため最高の完全さが要求される。すなわち最高の鑄造品質の健全さ、寸法の正確さ、非金属介在物の制限、結晶粒の大きさ、形状などの調整とうが要求される。

鑄物に応力がかかると結晶粒界から割れが発生しやすい。これは結晶粒界が弱いからである。結晶粒界は凝固が最後になるので微細気孔、非金属介在物が集中しやすい。また高合金では望ましくない金属相が析出するなどがその理由の一つと考えられている。

タービンブレードのようにおもに一方向のみに応力を受けるものは、応力方向に対して直角方向の結晶粒界の無い組織すなわち一方向凝固柱状晶組織にするか、まったく結晶粒界を持たない組織すなわち単結晶組織にすることによって、機械的性質を向上させることができる。また全ての方向

に応力を受けるものは微細組織にするか、単結晶組織にすることによって機械的性質を向上させることができる。これらの組織は鋳物の凝固過程を調整することによって得られる。

最近の精密鋳造技術は性能向上に対する設計要求に答えて、タービンブレード、タービンノズルの鋳造組織を鍛造組織と同じように翼の軸方向、すなわち応力方向に対して平行に組織を並べることができるようになった。

図1はタービンブレードの macros 組織の模式図である。左は結晶粒微細化組織であり、右は一方向凝固柱状晶組織である。すなわち一方向凝固柱状晶組織は結晶粒界が応力の軸方向に並んでおり雑然としていない。

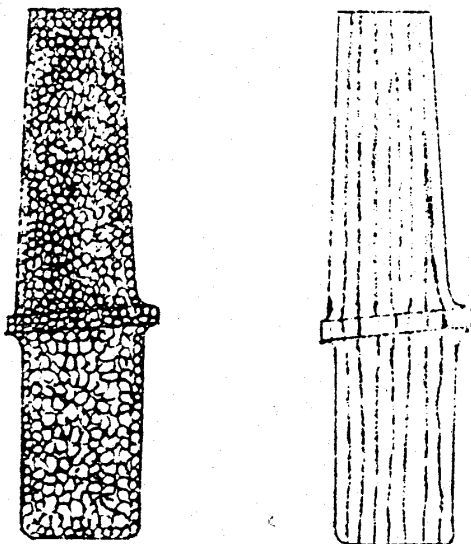


図1 タービンブレードの macros 組織  
 左：結晶粒微細化組織  
 右：一方向凝固柱状晶組織

表1 耐熱合金の macros 組織と 100hr ラプチャー温度

応力 kg/mm <sup>2</sup>	合金 組織	100hr ラプチャーの温度 °C				
		713	713LC	IN100	MAR M246	X40
69.5	微細化組織	688	661	688	694	
	一方向凝固組織	716	749	761	781	
46.3	微細化組織	801	753	821	838	
	一方向凝固組織	823	818	854	863	
30.9	微細化組織					707
	一方向凝固組織					747
17.0	微細化組織	952	934			805
	一方向凝固組織	966	979			860
10.8	微細化組織	1008	1005	1033	1048	899
	一方向凝固組織	1021	1045	1050	1062	922
6.2	微細化組織				1085	
	一方向凝固組織				1101	

タービンブレード、タービンノズルが使用中にクラックが入りやすい位置は前後縁部とくに後縁部で、クラックは結晶粒界に沿って入る。だから前後縁部には結晶粒界が無い方が望ましい。結晶粒微細化組織では前後縁部に無数の結晶粒界があるけれども、一方向凝固柱状晶組織では結晶粒界が一つも無い。すなわちクラックが入りにくい。

表1(5)はニッケル基耐熱合金、コバルト基耐熱合金の結晶粒微細化組織と一方向凝固柱状晶組織について、各種応力での100時間ラプチャーの温度を比較したものである。100時間ラプチャーの温度は応力、材質によって値が異なるが、いずれも一方向凝固柱状晶組織の方が結晶粒微細化組織よりも高くなる。

表2(5)はニッケル基耐熱合金の結晶粒微細化組織と一方向凝固柱状晶組織のタービンブレードについて、各種温度と20°Cの間を反復加熱冷却した時に、前後縁部にクラックが入るまでの回数をあらわしたものである。いずれも一方向凝固柱状晶組織の方が結晶粒微細化組織よりも格段と向上する。一方向凝固柱状晶組織のもので凝固速度が記載してないものはすべて凝固速度は381mm/hrである。

一方向凝固柱状晶組織や単結晶組織の鋳物を得

表2 タービンブレードのマクロ組織と熱疲労

合金	温度 ℃	最初のクラックが入るまでの回数			
		微細化組織		一方向凝固組織	
		前縁 R = 0.95 mm	後縁 R = 0.51 mm	前縁 R = 0.95 mm	後縁 R = 0.51 mm
713C	950	60	60	2200	160
	1000	60	85	1500	155
MAR-M246	1050	25	30	1550	170
		20	40	1760	200
	1100	10	2	凝固速度 102mm/hr	
				>500	190
1100	10	2	凝固速度 381mm/hr		
			410	280	
IN100	1050	540	360	>460	>460
		12	12	290	190
		25	20		

るためには、凝固の時に結晶が成長してもらいたい方向に、できるだけ大きい熱勾配を鋳型に付けてやる必要がある。これは本質的には健全な鋳物を得るために用いる方向性凝固を増進させる技術の延長である。

それには鋳込まれた溶湯の一端を良好な熱伝導体の水冷銅板と接触させ、そこから凝固が開始するようにする。冷却板以外のどの場所からも凝固が始まらないようにするために、鋳型を溶湯の融点以上の温度に保っておく。凝固が進むにつれ冷却板から発生した結晶は高熱点に向かって成長していく。

一方向凝固を増進させるために、鋳型キャビティの温度を十分長い間金属の融点以上に保っておくためには、熱が鋳型キャビティに供給されねばならない。そのためには造形性のある発熱材料で鋳型を囲むか、あるいは最初から鋳型を電氣的に加熱された囲いの中に置くかである。その囲いは抵抗発熱体によるか、あるいは誘導コイルによって加熱された黒鉛サセプターによるかである。

図2(6)に一方向凝固用真空溶解鋳造炉の一例を示す。鋳型の加熱は黒鉛サセプターによる方式である。炉の構造は上下2室すなわち上が溶解室、下が鋳型室になっている。溶解室には鋳型加熱炉

がある。黒鉛サセプターを使用する場合には黒鉛が燃えるのを防ぐために真空中で加熱される。結晶の成長は冷却板に乗っている鋳型を冷却板ごとゆっくりと下げることによって増進される。

凝固速度の相異により種々の欠陥が発生する。凝固速度が遅いと2つの欠陥が発生する。一つはフレクルという欠陥で小さな等軸晶が斑点状にできる。フレクルは合金元素の偏析によって生ずる。もう一つは樹枝状晶間隙があらくなり機械的性質が劣化することである。凝固速度が速いと柱状晶の粒界に割れが入る。一方向凝固は大きな介在物は凝固中に浮上するが、非常に微細な非金属介在物は結晶粒界に抱き込まれ、粒界に割れが入りやすくなる。これは金属の凝固速度が微細な非金属介在物の浮上速度よりも速い時におこる現象である。

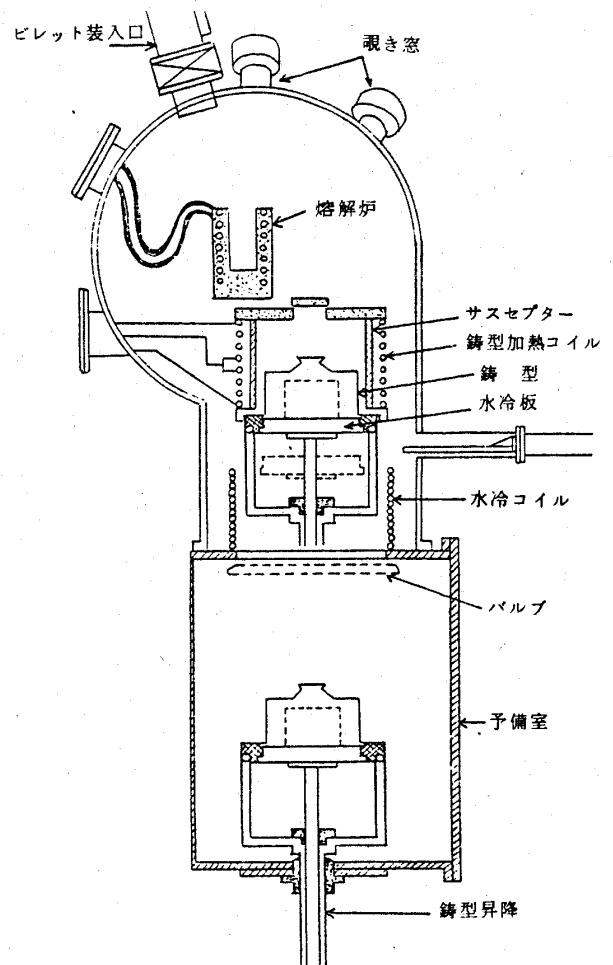


図2 一方向凝固タービン翼製造用真空溶解鋳造炉



## 5. まとめ

空冷タービン翼への精密鑄造技術の必要性，冷却空気通路をセラミックコアで作る精密鑄造法，精密鑄造法と拡散接合法を併用して空冷タービン翼を作る方法，一方向凝固柱状晶組織の空冷タービン翼の精密鑄造法などについて概要を説明し，空冷タービン翼への精密鑄造技術の適用を解説した。

## 引用文献

- (1) 藤田，日本航空宇宙学会誌，26-292(1978-5)，35.
- (2) 石川島精密鑄造株式会社提供
- (3) 特許公報，昭50-8688
- (4) Mayfield, Aviation Week & Space Technology, (1979-12), 43
- (5) National Gas Turbine Establishment (1974)
- (6) 中川，ほか2名，日本金属学会会報，17-7 (1978)，593

# 空冷翼の製造加工技術

石川島播磨重工業 山口 健一

## 1. まえがき

ガスタービンやジェットエンジンのタービン入口温度を高く取って、エンジンの熱効率や比推力を増大させ、超音速機、亜音速輸送機の今日の発達をもたらしたのは、設計技術と材料及び加工技術の進歩によってタービンに冷却翼が導入され、進歩改良がなされた結果である。

タービン入口温度の上昇の開発経過を見てみると、1960年以前の無冷却翼の時代は温度上昇が約10℃/年であったのに比べ、1960年以降今日迄の冷却翼の時代は約20℃/年である。この事からみても、冷却翼の進歩改良がいかに関心の改良に貢献したかが分るのである。

この冷却翼の進歩の一端を担っているのが製造加工技術である。紙面の都合で空冷翼の外形（翼面と翼根）の製造加工技術は割愛させて貰って、ここでは主に空冷孔の製造加工技術についてのみ述べる。

## 2. 冷却方式とその製造加工技術

空冷翼の冷却方式は現在四種類あり(1)内部対流冷却 (Convection Cooling) (2)インピンジ冷却 (Impingement Cooling) (3)膜冷却 (Film Cooling) (4)浸出冷却 (Transpiration Cooling) 等である。冷却効果はこの順に良くなり、冷却翼として開発実用化された順もほぼこの順である。しかし実際にはこれ等の冷却方式が単独に使われるよりは、いくつかの冷却方式を混合して使う方が多い。図1の右側は、精密鑄造で作られた対流冷却翼に膜冷却用の孔が放電加工 (EDM) であけられている例である。図1の左側は板材をプレス成形し、溶接及び臘付けした対流冷却翼の前縁及び後縁に膜冷却用の丸孔とスリットを放電加工であけたものである。特に後縁の孔及びスリットは従来のドリルによる方法等では不可能な寸法及び形状で、放電加工とい

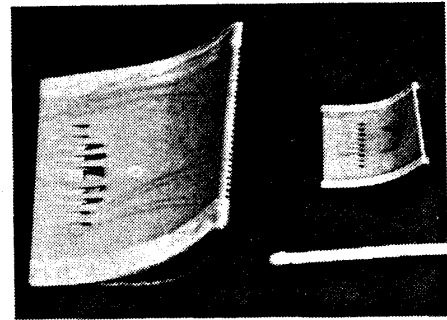


図1 空冷タービン静翼

う加工方法が開発されて実現した冷却翼と云える。図2は精密鑄造で翼根部に空洞を作っておき、翼面の長手方向及び後縁に対流冷却用の孔を電解加

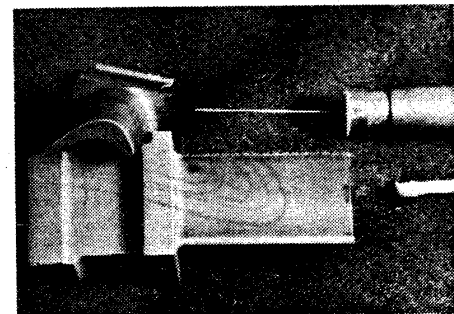


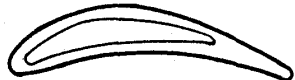




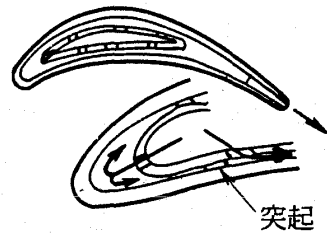
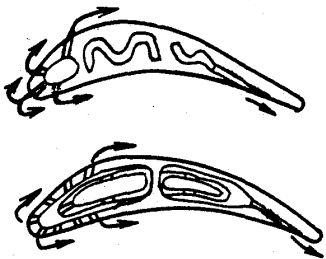

図2 空冷タービン動翼

工 (ECM) であけたもので、そばに電極があるがマッチ棒に比べ、いかに細い孔であるかが分るのであろう。この細くて深い孔も、放電加工の後、電解加工という新しい加工技術が開発されたので加工可能になったわけである。これ等は、タービン静翼及びタービン動翼の代表的な冷却翼の例であるが、冷却方式とその製造加工方法の関係を表にまとめてみたのが表1である。

精密鑄造については本特集の他の稿で詳しく述べられているので省略するが、翼面の形成という素材作りとしては精密鑄造が最も多い。其は複雑形状を高い寸法精度で形成する事が容易であるという製造上の特質によるものである。

(昭和55年4月30日原稿受付)

表1 冷却方式の種類と製造加工方法

冷却方式	製造加工方法
<p>(1) 対流冷却 (Convection Cooling)</p> <p>(a) </p> <p>(b) </p> <p>(c) </p> <p>(d) </p> <p>(e) </p>	<p>(翼面)                  { 板材 — プレス成形, 溶接又は蠟付                  精密鑄造</p> <p>(孔)                  精密鑄造又は精鑄后 — EDM</p> <p>精密鑄造</p> <p>(翼面) (孔)                  鍛造 — ECM 化学的溶解</p> <p>{ 精密鑄造                  精密鑄造 (孔) — ECM及びEDM</p>
<p>(2) インピンジメント冷却 (Impingement Cooling)</p> <p></p>	<p>(Shell)                  精密鑄造 (突起も)</p> <p>(Insert) (内側翼面)                  板材 — プレス成形, 爆発成形, 液圧成形                  (孔)                  EDM, EBM, LBM, CM                  (突起)                  CM, プレス</p>
<p>(3) 膜冷却 (Film Cooling)</p> <p></p>	<p>{ 板材又は                  (孔)                  精密鑄造 — EDM, ECM, EBM, LBM</p> <p>(Insert を入れる場合は(2)と同様)</p>
<p>(4) 浸出冷却 (Transpiration Cooling)</p> <p></p>	<p>(Porous Shell)                  線材の金網又は織物を圧着又は焼結又は板材にEBM, LBM, CM等で無数の孔明后成形</p> <p>(Strut)                  精密鑄造 (溝)                  鍛造 — 転削, ECM, CM, EDM</p> <p>(両者の場合)                  蠟付け, 溶接</p>

次に多いのは、耐熱合金の板材を曲げて作る方法である。精密鍛造で作る方法は寸法精度が出し難いという事で余り使われていない。しかし表1の(1)(d)の様な複雑な孔を作り出すという工夫も行われている。これは丸孔よりも扁平な孔の方が冷却効率が良いという事から考え出された方法で、しかも鍛造翼は強度上も信頼性が高いという事から、この二つの要求を解決する方法として、鍛造方法に工夫がなされたわけである。即ち素材状態でドリル等で丸孔をあけ、そこにニッケル線を詰め、そのまま翼形に押し鍛造して扁平となったニッケル線を加熱された酸の溶液で溶かして扁平な冷却孔を作り出すという方法である。この場合翼面は、そう正確に出来ないのだから電解加工で正確に作り出すわけである。耐熱合金なので後から翼面を削り出すのは従来の加工方法では困難であるが、電気分解を利用して電気化学的方法で

溶解成形する電解加工なら容易で、この翼はこれ等の加工方法の見事な組合せで作られされた冷却翼と云う事が出来る。

冷却孔の加工には新しい加工法である放電加工(EDM)電解加工(ECM)電子ビーム加工(EBM)レーザービーム加工(LBM)ケミカルミリング(CM)等が使われる。詳細は次節で述べる。

最後に最も冷却効率の良い浸出冷却は、金網を圧着又は焼結等の方法で多孔質な翼形のシェルを作る方法が工夫されて来たが、使用上未解決の問題が残されていて未だ開発試験の段階にあるが、最近では板材に電子ビーム、レーザービーム加工で多数の孔をあける方法が使われ出している。

### 3. 冷却孔の加工方法の比較

冷却孔の加工方法には放電加工、電解加工、電子ビーム加工、レーザービーム加工等があり、其等の加工方法の原理と特徴を表2に示す。この表

表2 空冷孔加工方法の比較

名称	精密鑄造 (参考)	放電加工 (EDM)	電解加工 (ECM) STEM等	電解加工 (ECM) ES等	電子ビーム加工 (EBM)	レーザービーム加工 (LBM)	ケミカルシリンダ (CM)
原理	中子セラミック シェル	油 電極 火花放電	電極(金属) 絶縁被膜 電解液(塩又は酸) 電気分解	電極(金属) ガラス管 電解液(酸) 電気分解	フィラメント 電磁レンズ 電子ビーム 熱による蒸発	放電管 レーザーロッド レンズ レーザービーム 熱による蒸発	酸 マスキング 化学的溶解
特徴	複雑形状 易 量産 容易 細径深孔 難	加工精度 良 多数孔同時加工 容易 加工速度 遅い	深孔 易 加工変質層 なし 精度 やや悪	細径中深孔 易 横孔 可 精度 やや悪	微細孔 易 加工速度 早い 深孔 難	微細孔 易 加工速度 早い 深孔 難	浅孔 量産 コスト 安価 深孔 不可
孔径 (mm)	0.5φ	0.2φ	0.4φ	0.2φ	0.05φ	0.05φ	0.1φ
L/Dφ (比)	100	100	300	50	5	5	0.5
加工精度 (mm)	±0.1	±0.01	±0.04	±0.05	±0.02	±0.02	±0.05
加工速度	△	○	◎	◎	◎	◎	△
形状能力	◎	◎	○	△	△	△	○
加工変質層	◎	○	◎	◎	△	△	◎

◎:優 ◎:良 ○:やや良い △:やや劣る

から分る様に冷却孔の加工と云っても夫々の孔に対して最適の加工法というものがある。

薄板に多数の微細な孔をあけるには電子ビーム加工、レーザービーム加工が最適である。ケミカルミリングは薄板の浅い孔の加工を量産により低コストで加工出来るという利点があるが、冷却孔の孔加工には不向きである。しかし Insert の突起を残す加工には最適である。

精密鑄造は中子の製造技術の開発により複雑形状で細い又は薄い、しかも強度のある中子が出来る様になったので、冷却孔の通路の大部分は、この方法で作られている。しかし微細な孔、深い孔となると不向きである。

放電加工は早くから空冷翼の冷却孔をあけるのに深い関係を持って来た。それは手軽に、どんな冷却孔も、あけられるという応用範囲の広さに依っている。即ち加工孔径は可成り細い孔も加工出来るし、孔形状の複雑なものでも電極が容易に作れる事から、どんな孔形状も加工出来る。又、可成り深い孔の加工も可能で、加工精度も最も信頼が置ける。この加工法の欠点である加工速度が遅いことも、別な利点である多数孔を同時に早く加工出来るという利点を使うと余り問題にならない。更に加工圧力がかからないので後縁の膜冷却用の孔の様な斜め孔が精度良く容易に加工出来る。この様な事から放電加工は冷却孔の加工には最も広く使われているのである。

電解加工は放電加工に次いで冷却孔の加工に広く使われている。電解加工には大きく分けて二つの方法がある。即ち、一つは普通に云われる ECM で、この中には STEM を含める事が出来る。この ECM は金属の電極が被加工面に直接対向して加工する方法である。他の一つは電極である金属が被加工面から離れていて、酸性電解液をガラス管等の絶縁物を孔径に合わせて作ったものから噴出させ、その酸性電解液に高い電圧をかけて電気分解を集中的に行わせて加工する方法で、この方法の中にはエレクトロ・ストリーム (ES) 等がある。

細い深孔の加工では現在 STEM 等の電解加工が最適の加工法である。金属の絶縁被覆されたパイプ電極を孔の底まで送り込んで加工するので、加工精度は放電加工に次いで優れている。其の上

電気分解により溶出した金属の溶出物は液の噴流により洗い出されるので深孔が精度良く加工出来るのである。この方法は加工速度も可成り早いとその上に放電加工工程ではないが或る程度多数の孔を同時に加工出来る。又、電極を孔の形状に合わせて成形すれば、色々な形状の孔を加工出来る。

エレクトロ・ストリーム等の電解加工は STEM 等より、もっと細い孔の加工が出来る。それは電極が STEM の絶縁被膜をもった二重構造電極に対して単純なガラス管のため、細いものが作り易いからである。この方法も孔の底迄ガラス管を送り込めるため、やや深い孔を精度良く加工出来る。しかしガラス管でガイドされた電解液で加工するため孔精度は STEM よりやや劣る。又電極の構造及び強度上、深い孔は無理である。加工速度も STEM よりやや遅いが、放電加工よりは早い。しかし同時加工可能数は電極の保持する部分の形状及び太さから、STEM よりは少ないが数箇所同時加工は出来る。

電子ビーム、レーザービーム加工はビームにより加工されるので、微細孔の加工には最適で、しかも加工は瞬間的に行われるので加工速度は最も早い。しかし加工原理が、ビームの衝突による発生熱で金属を瞬間的に蒸発させて加工する方法なので、深い孔では蒸発金属の排出能力が無くなり孔はテーパになる。浅い微細孔を高速で加工出来るので浸出冷却の孔加工には有望である。図3にその例を示す。この加工法は勿論、現在でも各種の冷却用の浅い孔の加工に使われて高速加工能力を発揮している。

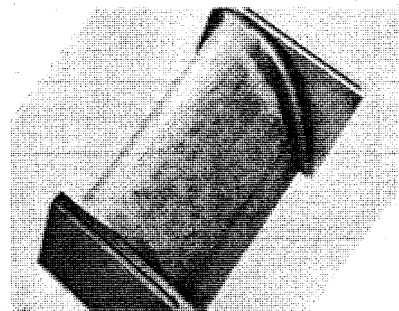


図3 EBMによる試作浸出空冷翼

#### 4. あとがき

紙面の都合で、主に孔の加工についてのみ述べ

て来たが、加工された孔の寸法、形状、位置及び翼面と孔の壁厚等を測定して、加工された孔の確認も必要で、色々な測定方法が開発されている。

列挙すると、(1)切断しての断面投影(2)スタイラスと光学顕微鏡による方法(3)桿ダイヤルキャリパーゲージ(4)渦電流式(5)超音波式(6)リアクタンス式(7)マグネットメーター(8) $\gamma$ 線放射溶液を使う方法(9) $\beta$ 線放射プローブを使う方法(10)X線写真撮映法等がある。この測定方法にも、孔の寸法、形態に応じて最適の測定方法がある。

又、算近注目を浴びている、加工された面の性質(Surface Integrity)も問題になる。即ち、加工された面は表面粗さとか表面のクラッ

ク、ラップ等機械的なものから、熔融層、熱影響層更にはIGA(Intergranular Attack)撰択腐蝕等表面直下の熱的、化学的に影響を受けたもの迄を含めて欠陥の無い又は非常に少ない被加工面が要求されている。其れ故、これ等の事を考慮して加工法の選択をし、更にその加工条件を選択してゆかなければならない。

冷却翼は最初に述べた様にガスタービンやジェットエンジンの性能向上の重大な一端を担っているのであるが、その開発は設計技術、材料技術、加工技術の相互啓発により、これからも発展し続けるであろう。本小論文が其等の関係者の一助になれば幸である。

# JT9Dエンジンにおける空冷タービン翼の変遷

日本航空株式会社 中 井 盛 男

## 1. はじめに

民間航空における大量輸送を初めて可能にした大型機B747は1970年早々に就航を開始し、今や世界民間航空業界の主力機の一つとなっている。これはこの機に最初に装備された高バイパス・ターボファン・エンジンであるP&WA社製のJT9D-3、引き続きその派生型として現われてきた-3A, -7, -7Aと云った一連のエンジン(以下-3/7系列エンジン)の成功に依ると云っても過言ではないであろう。このJT9D-3エンジンは、当時ジェットエンジンの主流であったJT3Dエンジンと較べ推力は2.4倍で単位推力当りの燃料消費率は30%以上も低減された効率の良いものであった。こ

の高い効率が達成できた大きな要因の一つとして高圧タービンに空冷の動・静翼を採用したこと、つまりJT3Dエンジンに比べ300℃以上も高い、おおよそ1150℃ものタービン入口温度での運転が可能となったことが挙げられる。ここではこの高い効率達成の原動力となったJT9D-3/7系列エンジンの耐久性改善と推力増強に伴う高圧タービン動・静翼の変遷を、その冷却方式と構造を中心にして紹介する。また日本航空に於て1970年7月のB747就航開始以来、今日に至

るまでの間に経験したこれらの部品での不具合点とその対策についても途中適宜言及することとしたい。

## 2. JT9D-3/7系列エンジンの概要

2-1 構造 このエンジンは図1の側断面

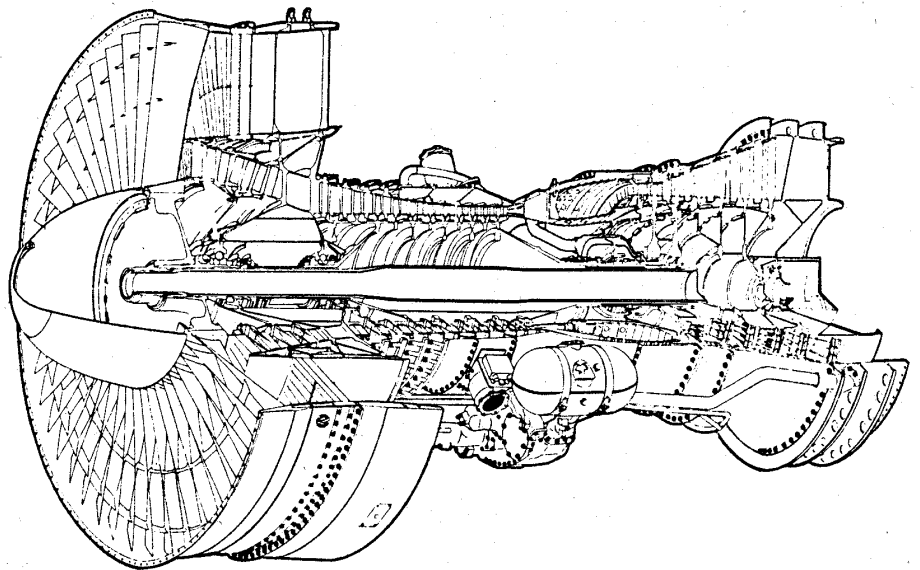


図1 JT9D-3/7系列エンジン側断面

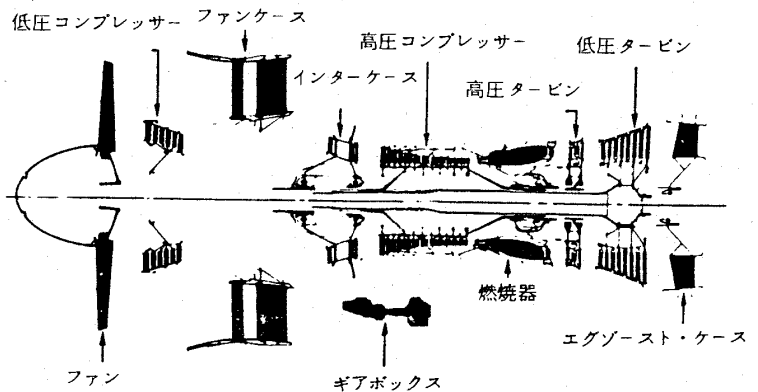


図2 JT9D-3/7系列エンジン 10モジュール構造

に示すようにファンブレードが大きくバイパス比は約5で、また図2に示すごとく10個のモジュールから成り、高圧・低圧系の2軸4主ベアリン

(昭和55年5月1日原稿受付)

グ構造となっている。航空機に装着される場合には上記に加え各種の外装品が装備される。この外装品を含めたJT9Dエンジンの重量は約5.6t、全長7.3m、最大径が2.6mである。

2-2 性能とその変遷 JT9D-3/7系列エンジンは表1に示すように1970年の就航開始当初は定格離陸推力19.7tのD3型であったが、その直後には同定格のままのD3A型が、

JT9D-3/7系列エンジンはD7J型を除き、いずれも水噴射を装備・使用すると約3.5%の離陸推力の増強が可能となっている。各型のJT9D-3/7系列エンジンは飛行路線・重量などを考慮し、各航空会社の必要性に応じて型式を統一・改修することが可能で、日本航空では1972年から1973年にかけて当時保有していた全てのD3A型をD7型に、引き続いて1975年から

1977年にかけて全てD7A型に改修・統一し現在に至っている。尚、D7A型は初期のD3型に比べ離陸推力が1.2t(6%)上回り、タービン入口温度は110℃程高くなっている。

2-3 高圧タービンの構造と使用条件 JT9D-3/7系列エンジンの高圧タービンは、ガスを加速整流する2段の静翼列(以下ノズルガイドベーン)と高圧ロータを駆動する2段の動翼列(以下タービンブレード)から成

っている。図4にJT9D-7/7Aエンジンの横断面を示すが、1段目のノズルガイドベーンは合計66枚あって燃焼室出口に取り付けられ、また

表1 JT9D-3/7系列・エンジン

エンジン型式	型式証明発効日	定格離陸推力/外気温範囲	燃料消費率	バイパス比
JT9D-3	1969.5.13	19.7t/-54~+15℃ (20.4t)	0.345	5.0
JT9D-3A	1970.1.9	19.7t/-54~+27℃ (20.4t)	0.345	5.0
JT9D-7	1971.6.14	20.6t/-54~+27℃ (21.3t)	0.355	5.1
JT9D-7A	1972.9.22	20.9t/-54~+27℃ (21.6t)	0.357	5.1
JT9D-7F	1974.9.30	21.2t/-54~+27℃ (22.1t)	0.378	5.1
JT9D-7J	1976.8.31	22.1t/-54~+30℃	0.379	5.1

(注)：カッコ内の定格離陸推力は、水噴射使用時の値

その直後には同定格のままのD3A型が、また1971年にはD7型、引き続いて1972年には定格離陸推力20.9tのD7A型が追加使用されることとなった。また1974年には定格離陸推力21.2tのD7F型の使用も開始され、極く最近になってこの系列に加わったD7J型では定格離陸推力が22.1tとなっている。これらの

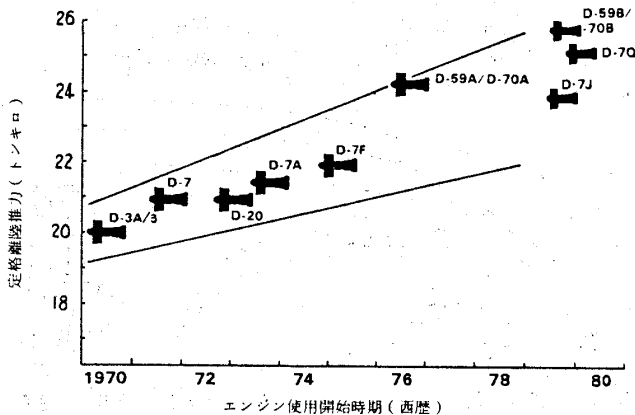


図3 JT9D系列エンジンの推移と推力

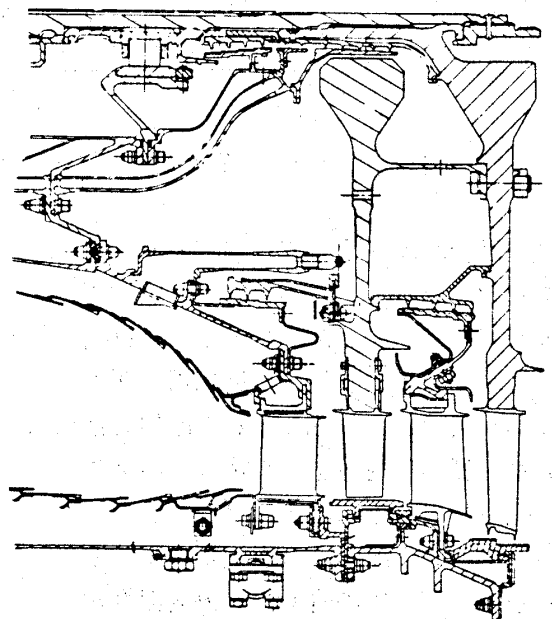
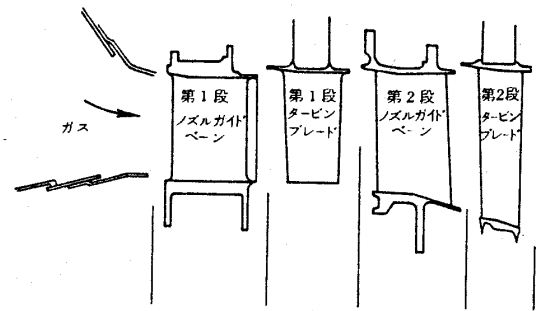


図4 高圧タービン横断面



2段目のノズルガイドベーンは合計90枚で高圧タービンケースに片持ちで支持されている。タービンブレードは1段目が116枚、2段目が138枚あり同軸に結合されたそれぞれのディスクに植え込まれている。このブレードとディスクは定格離陸推力発生時には毎秒113kgの高温ガスで毎分最大7800回転させられ、同軸の高圧コンプレッサー（合計11段）を駆動する。これらのノズルガイドベーンとブレードはエンジン運転中の高温ガスによる焼損を防止するために燃焼器の外周を流れている高圧コンプレッサー出口の圧縮空気（約500℃、全圧20気圧）の一部によって冷却される。この冷却空気量は使用材料・ガス温



ガス温度(℃)	1267	1182	1015	998	801
ブレードに対する 相対温度(℃)		1103		896	

図6 JT9D-7Aエンジンの平均ガス温度  
定格離陸推力発生時(海面上, 静止, 標準大気)

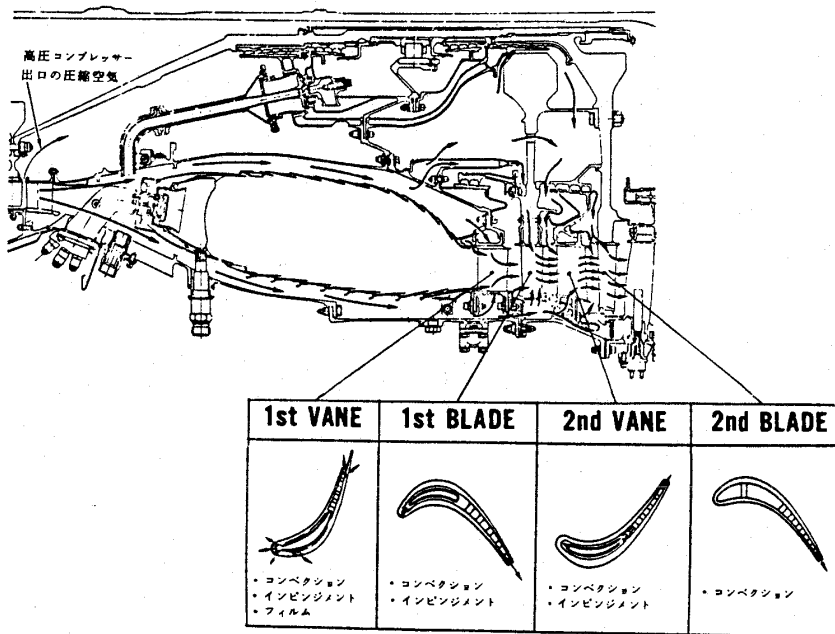


図5 JT9D-7/7Aエンジン高圧タービン冷却方式

度・燃費および冷却方式などの兼ねいで決定されるが、このエンジンのノズルガイドベーンおよびブレードでは図5に示すような通路から冷却用の圧縮空気が供給され、それぞれの冷却方法に従い翼内部を通過した後ガスパスに排気されている。図6にはD7Aエンジンでの定格離陸推力発生時における高圧タービン内の典型的なガス温度状況を示す。

### 3. 空冷翼の構造とその選定

タービン入口温度を高めうことは効率の良いエンジンを作る上で非常に有利であることが古くから分っていたため、翼内部を冷却のために複雑な形状に加工したり铸造したりする技術が進歩するにつれて種々の効率良い冷却翼が生み出されてきている。(図7参照) JT9D-3/7系列エンジンで実用されている空冷翼では、翼内壁に冷却空気を流して冷却するコ

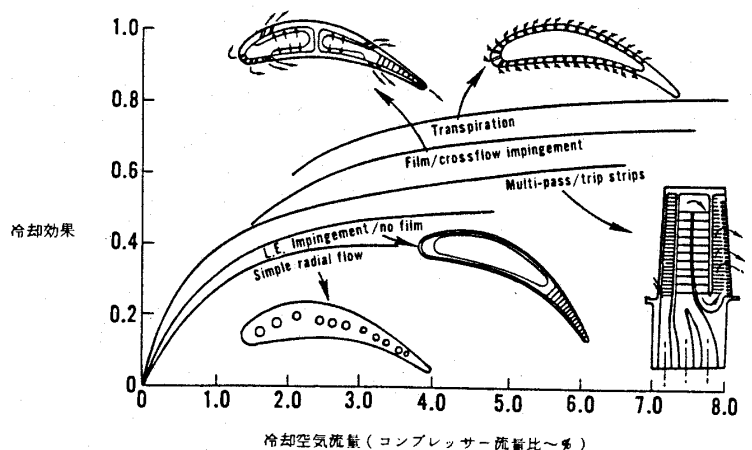


図7 タービン翼冷却方式の選択

ンベクション・クーリング、翼内壁に冷却空気を吹きつけて冷却するインピンジメント・クーリング、翼外壁に沿って冷却空気の層を形成して冷却するフィルム・クーリングの3種の方式が単独もしくは組合わせて使用されている。与えられた使用条件に対しどのようなクーリング方式を採用するかは使用材料や製造方法にも大きく影響されるが、冷却空気量の増大はタービン効率を低下させ燃費悪化の原因となるため必要最小限に止めることが大切である。因に、現在日本航空が使用しているD7Aエンジンでは、高圧タービンのクーリ

ングによるタービン効率の損失は約3%程となっている。

4. JT9Dエンジンの高圧タービン翼の歩み

高圧タービンを構成するノズルガイドベーンやタービンブレードは前述のように常に高温のガスに曝らされ、且つブレードは高速度で回転させられるなど使用条件が非常に厳しいため、その設計に際しては耐久性・経済性などを十分考慮した上で材料・製造方法・冷却方式・耐食コーティング材などの選定が行なわれている筈のものである。

表2 JT9D-3/7シリーズエンジンの使用材料・冷却方式・コーティング

注) 下記データは各々のエンジン・モデルが使用開始された時のものである。

エンジン型式	タービン入口温度 (定格離陸推力時)	第1段 ノズルガイドベーン	第1段 タービンブレード	第2段 ノズルガイドベーン	第2段 タービンブレード
JT9D-3/3A	1141℃	a. WI-52 b. 1, 2, 3 (図8) c. Chromalloy UC 外表面のみ	a. Udimet700 b. 1 (図14) c. Jo-Coat 外表面のみ	a. Udimet700 b. 1, 2, 3 (図19) c. Jo-Coat 外表面のみ	a. Udimet700 b. ノンクールド c. Jo-Coat
JT9D-7/7A	1249℃/D7 1267℃/D7A	a. MAR-M509 b. 1, 2, 3 (図9) c. Chromalloy TR19 内外表面	a. B1900+Hafnium b. 1, 2 (図16) c. CoCrAlY 外表面のみ	a. B1900+Hafnium b. 1, 2 (図20) c. Chromalloy RT21 外表面のみ	a. B1900+Hafnium b. 1 (図22) c. Packed Al-Si
JT9D-7F	1377℃	a. MAR-M509 b. 1, 2, 3 (図12) c. Chromalloy RT19 内外表面	a. MAR-M200+Hafnium b. 1, 2 (図17) c. NiCoCrAlY (外表面) CoCrAlY (内表面)	a. B1900+Hafnium b. 1, 2 (図21) c. Chromalloy RT21 内外表面	同上
JT9D-7J	1399℃	同上	a. MAR-M200+Hafnium b. 1, 2 (図17) c. NiCoCrAlY (外表面) CoCrAlY (内表面)	a. MAR-M200+Hafnium b. 1, 2 (図21) c. NiCoCrAlY (外表面) CoCrAlY (内表面)	a. MAR-M200+Hafnium b. 1 (図23) c. NiCoCrAlY (外表面) CoCrAlY (内表面)

表中、(a)は使用材料、(b)は下記に従う冷却方式、(c)はコーティングを示す。  
冷却方式 …… 1:コンベクション 2:インピンジメント 3:フィルム  
表中、MAR-M200+Hafnium 材のものは、全て一方向凝固共晶(DS材)である。

しかしながらエンジンの使用環境は必ずしも設計時に想定した通りとはならず、また高効率を得るために設計点からのずれに対するマージンが少なかったりして僅かなエンジンの操作制限の変更やエンジン性能の劣化によっても新しい問題を発生することがままある。これらの新らたに発生する諸問題はその都度活用可能な技術を駆使して解決されていくことになる。以下B747の就航以来今日に至るまでの間に、JT9D-3/7系列エンジンの高圧タービンノズルガイドベーンとブレードに発生した、主として冷却様式に関連しての不具合としての解決策について触れながら、これらベーンおよびブレードの変遷を紹介する。

4-1 第1段タービンノズルガイドベーン

1970年に使用が開始されたJT9D-3/3A

エンジンの第1段ノズルガイドベーンにはベーン内部を貫通するインサート(もしくはバッフル)が挿入されており、冷却空気はこのインサートに設けられている冷却孔からベーンに供給されていた。ベーン前縁では図8に示すようにインピンジ

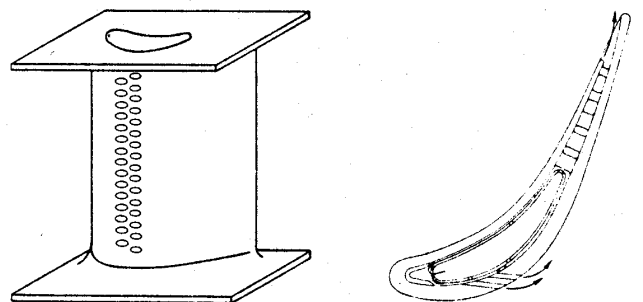


図8 JT9D-3/3A第1段タービンノズルガイドベーン

メントクーリング方式が、翼凸面側はフィルムクーリング方式が採用され、また翼凹面側はコンベクションクーリングが行なわれていた。尚、ベーン材料はコバルト基合金のW I - 5 2で翼外表面にはディフューズドアルミナムコーティングが施されていた。このような型状で使用が開始されたD 3 / D 3 Aエンジンの第1段ノズルガイドベーンでは、僅か500~1,000時間後に写真1に示すような翼凹面側後縁部分の焼損が相次いで発

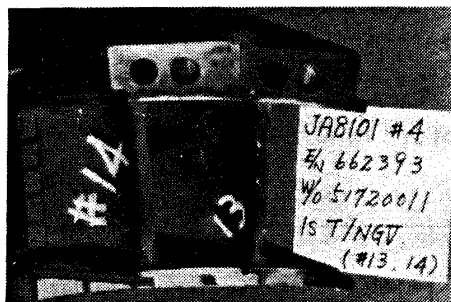


写真1

生した。これは燃料噴射ノズルのコーキングとエンジンの使用劣化に伴うタービン入口温度の上昇に起因するもので、翼凹面側の冷却空気流量がこの温度上昇に対して不十分であったものと判明した。対策としてインサート凹面に冷却用空気孔を増設して翼凹面部分の冷却空気流量を増加させることと、前縁部でのインピンジメントクーリング効果の向上とが行なわれた。この改良型ノズルガイドベーンは更に耐久性を向上させるために、その後間もなく後述するD 7型ノズルガイドベーンに交換されることとなった。

1971年末に推力増加型のD 7エンジンが新たにJT 9 D系列に加わったが、このエンジンの第1段タービンノズルガイドベーンは耐久性向上のためにD 3 / 3 A型と同種のコバルト基合金であるがMAR-M 5 0 9が使われ、コーティングも改良型ディフューズドアルミナムに変更されていた。また図9に示すようにベーン前縁部には通称シャワーヘッドと呼ばれるフィルム・クーリングのための加工が施された。このベーンは俗にGG IIIベーンと称され、耐久性は前述のD 3 / 3 A型に比べれば可成り改善されているとは云うものの使用開始後4,000~5,000時間ほどで写真2に示すようなベーン前縁部の焼損が発生し、場合によってはそこから破損することもあった。

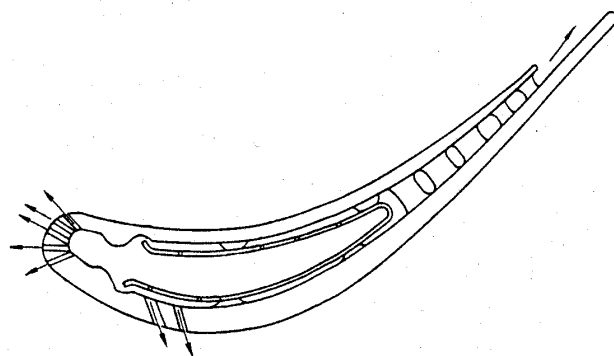


図9 JT 9 D-7/7A第1段タービンノズルガイドベーン

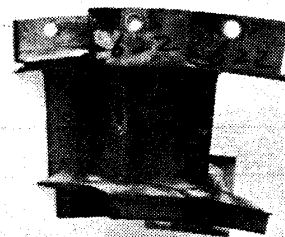


写真2

原因はベーン前縁部のフィルムクーリング用のシャワーヘッドから燃焼ガスがベーン内部に逆流したためと判明し、この逆流防止策として図10に示すようなラジアルスプリッターがインサート中

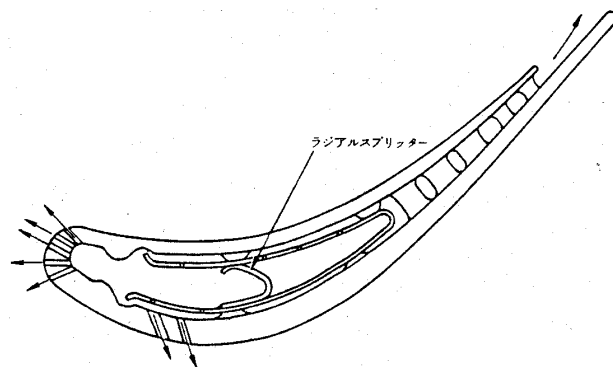


図10 JT 9 D-7/7A第1段タービンノズルガイドベーン

央部に設けられた。しかしながらこの前縁部の焼損は解消されず依然として発生し続けたため、再対策として図11に示すようにアクシアルスプリッターおよび前縁スプレッターが付加されることとなった。この結果ベーン前縁部での焼損はほとんど消滅したと云っても良いほどに改善されたが、ベーンの寿命はこれとほぼ時を同じくして発生し

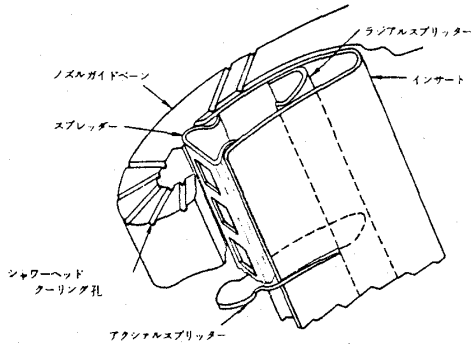


図 11 JT9D-7/7A 第1段タービンノズルガイドベーン (GG III)

つつあった翼端面のプラットホームの焼損やプラットホーム近傍の翼凹面側に発生するクラック (写真 3) のためにさほど改善されなかった。この問題に対しては翼凹面側のプラットホーム近傍に若干のフィルムクーリングを行なうための改修が実施されたが完治することができず、1978年頃にはこの焼損が原因でその直後にある第1段タービンブレードのプラットホームが過熱と遠心力により変形する現象が発生した。このGG IIIベーンの弱点を改善するため、別途新たに設計された通称GG IVと呼ばれるベーンが1974年末に登場していた。

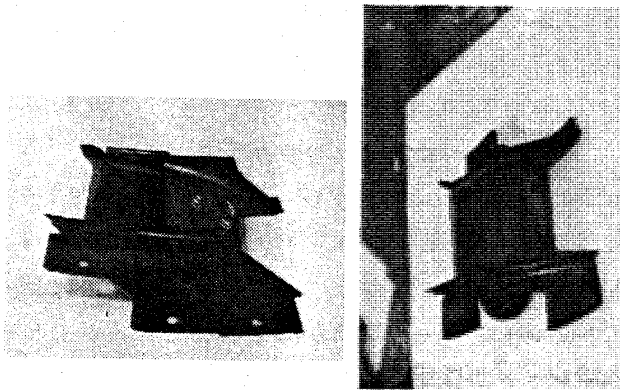


写真 3

このGG IVベーンでは図 12 に示すように翼面

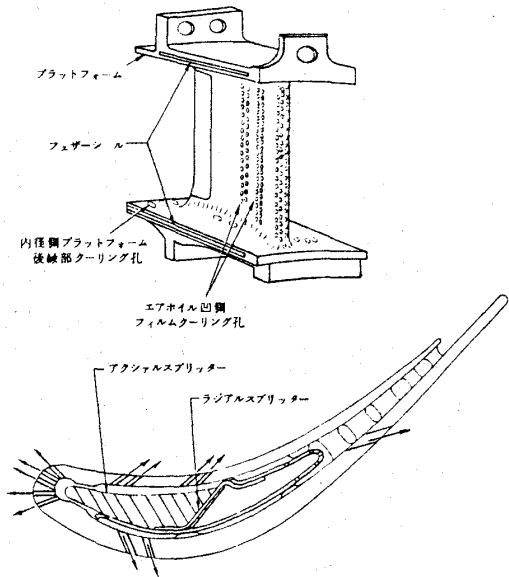


図 12 JT9D-7/7A 第1段タービンノズルガイドベーン (GG IV)

の冷却は主としてフィルムクーリングによることとなり、プラットホームにはガス漏れによる損失防止の目的でフェザーシールが使用されることとなった。GG IVベーンの日本航空での使用実績は非常に良好で、約10,000時間使用した後も内径側プラットホーム後縁部に若干の焼損が認められる程度である。最近では更にこの焼損を防止するためにプラットホームへのフィルムクーリングが追加されつつあり、これでJT9D-3/7系列エンジンの第1段ノズルガイドベーンに関する大きな問題はほとんど解決されたものと言えよう。

これらJT9D-3/7系列エンジンを基にして開発され、日本航空で1976年春頃から使用し始めた定格離陸推力24tのJT9D-59A (DC-10 装備) やその後導入したJT9D-7Q (B747 装備) エンジンでは、上記GG IVベーンを更に改良した図 13 に示すような構造の

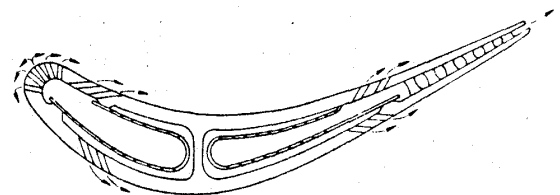


図 13 JT9D-59A/7Q 第1段タービンノズルガイドベーン

ベーンが使用されている。このベーンは材料・コーティング共にGGⅢ/GGNと同じであるにも拘わらずD7Aエンジンより110℃以上も高い1360℃と云ったタービン入口温度で約10,000時間もの間、特に問題も無く使用されている。

4-2 第1段タービンブレード これはJT9D-3/7系列のエンジン部品の中でも単位時間当りの整備コストが特に高く、また破損した際に後流部品や耐空性面に及ぼす影響も大きい部品である。JT9Dエンジンの初期モデルであるD3/3Aエンジンで使用されていた第1段タービンブレードの冷却は、図14に示すような先端

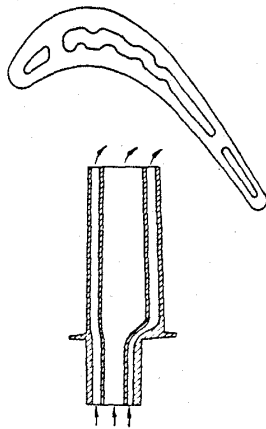


図14 JT9D-3/3A第1段タービンブレード

排気のコンベクションクーリング方式によるものであった。ブレードの材料としてはニッケル基合金のUdimet700が使用され、翼外表面のみにディフューズド・アルミナ・シリコン・コーティングが施されていた。このタービンブレードでは使用開始後僅かに500~1,000時間でブレード前縁凹側中央部からクラックが発生し破損に至るものが相次いだ。原因は離陸推力を繰返して使用することに起因する熱疲労による破壊と判断され、取敢えずの対策として先づ短い時間間隔で繰返し行なわれる内視鏡による点検に加えて、離陸時に於けるタービン入口温度を下げる目的での水噴射の使用が行なわれた。ブレードに対してはその前縁内部を流れる冷却空気の流量を増やす目的で図15に示すように前縁先端部にあった排気孔を閉塞し、代わりに負圧となるブレード先端近辺の凸面

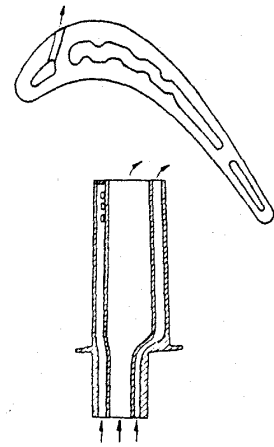


図15 JT9D-3/3A第1段タービンブレード

側に3個の排気孔を設ける改修が行なわれた。またこの改修と併行してタービンブレードの耐熱性を一層高めるため材料がニッケル基合金のB1900+Hafniumに、また翼外表面のコーティングはバック Jo-Coatに変更されその耐久性は倍増されることとなった。

1971年に使用が開始されたD7エンジンでは図16に示すように前縁部には冷却効果を一層

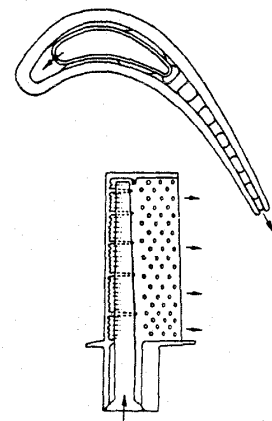


図16 JT9D-7/7A第1段タービンブレード

高めたインピンジメントクーリング、側面にはコンベクションクーリングが行なわれているタービンブレードが採用された。このブレードはB1900+Hafnium製で翼外表面にはCoCrAlYコーティングが施されていた。このブレードは初期のD3/3Aエンジンで使用されていたコンベクシ

インピンジメントクーリング方式のものに比べ数倍も継続使用できるほど耐久性が向上し、1977年には10,000時間もの使用に耐えるものも現われた。しかしその間には、コーティング不良によるクラックの発生とか、コーティングが施されていない部分へのコロージョンや硫化腐食の発生、またダンパーの不良に起因するブレード・ルート部の共振疲労破損等々も経験された。これら一連の不具合がほぼ解消した1977年秋頃から、今度は写真4に示すようなタービンブレードの破損が発生し始め、

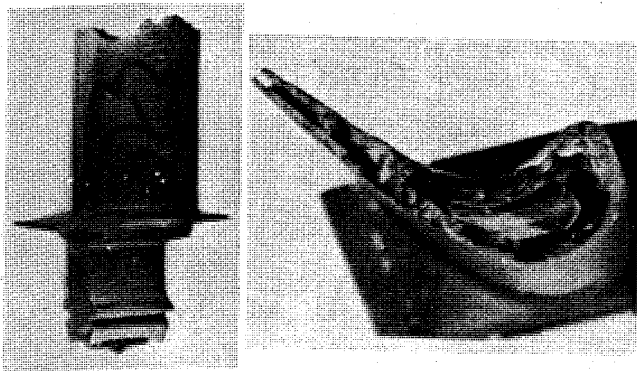


写真4

取敢えずの対策としてブレードに使用時間の制限を設けることとなった。最近ではこの熱疲労破壊を防止するために、エンジン単位でブレードの熱疲労寿命を簡略的に求めて使用時間を制限する「ライフ・コントロール方式」が適用されている。これにより現在のブレードの平均使用時間は約5,000時間となっている。ブレードの耐久性を現在以上に高めるための対策としては、D7F型、つまりクーリング方式は現行のままのインピンジメントクーリングとコンベクションクーリングとの組合せ、材料はMAR-M200+Hafniumのニッケル基合金を一方向凝固させたもの（以下D.S.材-Directionally Solidified Material）、コーティングはNiCoCrAlYと云ったブレードを採用することが検討されている。このブレードの平均使用時間は現在の約3倍近くまで達するものと期待される。

またこの系列のエンジンの中で最も新しいD7J型では図17に示すようにインサートを無くし、またフィルムクーリングとダブルパス・コンベクションクーリング方式とを組合わせて冷却効率を向上させている。これによりD7A/7F型より

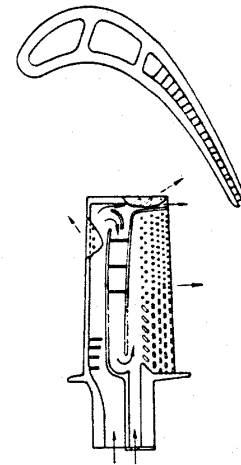


図17 JT9D-7J第1段タービンブレード

も冷却空気量を減らして燃費改善を図っている。尚、材料はD7Fと同じD.S.材である。

JT9D-59AやJT9D-7Qエンジンに使われている第1段タービンブレードでは、図18に示すようにブレード前縁にシャワーヘッドを設け

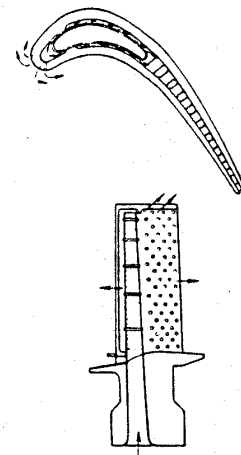


図18 JT9D-59A/7Q第1段タービンブレード

てフィルム・クーリングを行ってその耐久性を高めている。このブレードもD7F型と同じD.S.材が使われている。

4-3 第2段タービンノズルガイドベーン  
初期のD3/3Aエンジンでは図19に示すような断面の第2段タービンノズルガイドベーンが使用され、冷却方式としてはベーン内部にインサートを設けて前縁部をインピンジメントクーリング、

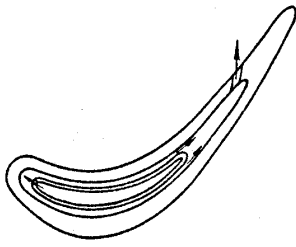


図19 JT9D-3/3A 第2段タービンノズルガイドベーン

凹面側後縁部はフィルムクーリング，その他の部分はコンベクションクーリングする方式が採用されていた。材料はUdimet 700で翼外表面にはJ-O-Coat が施されていたが，使用時間の増加に伴い写真5に示すように翼凹面側にクラックや

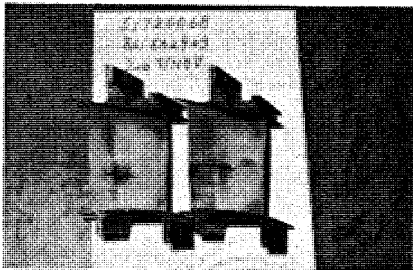


写真5

焼損が発生し始めた。これはインサート(Stellite 30製)が熱と圧力により変形してベーン内側壁とインサート外側との間の冷却空気通路を閉塞したために，この部分での母材の温度が異常に高くなってしまったことに依るものであった。対策としてインサートの材料がInconel 625に変更され問題は解決した。

その後間もなくエンジンがD7型となった際に，耐久性改善のため第2段ベーンの冷却方式は図20に示すような形に変更され材料もB1900+Hafnium が使われるようになった。しかしながらこのベーンでも使用時間の増加に伴いコーティングの施されていない部分，特にベーン内面に硫化腐食が発生・成長してクーリング不良と強度低下をもたらしたため，写真6に示すような翼面のふくらみや焼損が発生した。この対策として当時翼外表面のみに施されていたディフューズドアルミニウムコーティングは，ベーン内面を含め全域に施されることとなった。またこれとは別に1974

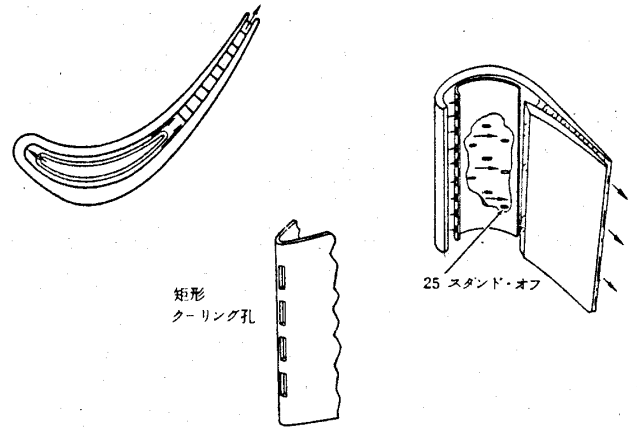


図20 JT9D-7/7A 第2段タービンノズルガイドベーン

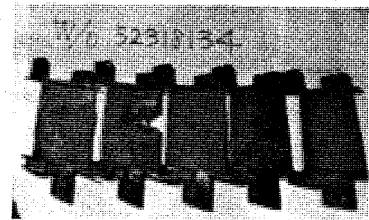


写真6

年には燃料噴射ノズルのコーキングが原因で燃焼ガス温度の分布が不均一となり，局部的にベーン自体の温度が異常に高くなった結果写真7に見られるようなベーン前縁部のクラックやそれに伴う

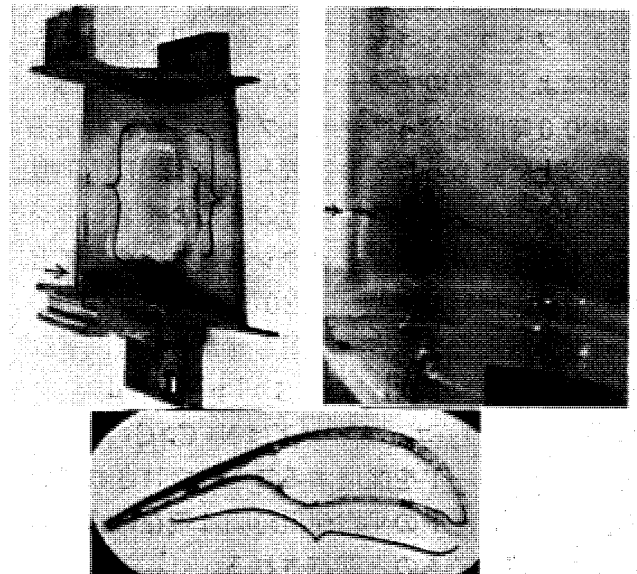


写真7

ベーンのエンジン後方への倒れ等の不具合も発生した。これに対しては使用中のベーンの取付状態をX線で繰返し点検すると，冷却空気流量を増

やすなどの対策が施された。この結果、現在D7Aエンジンで使用されているベーンは途中でコーティングを一・二度やり直すことが必要なものの約12,000時間以上の寿命が得られている。

また更に耐久性を向上させるため、冷却方式は同じであるがD7/7A型に比べ翼厚や冷却空気流量を増すことによって曲げ抗力を20%程強化したD7J型ベーンをD7Aエンジンに導入することが検討されている。(図21参照)

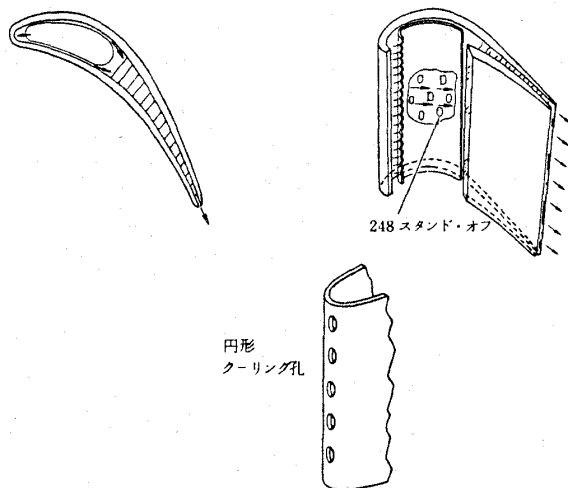


図21 JT9D-7/7A D7J型 第2段タービンノズルガイドベーン

JT9D-59A/7Qエンジンで使用されているベーンは、冷却方式や形状は上記D7J型と殆んど同じであるが、使用材料がMAR-M200+HafniumのD.S.材でNiCoCrAlYコーティングが施されており更に耐久性が改善されている。

4-4 第2段タービンブレード 初期のD3/3A型に組込まれていた第2段タービンブレードは、冷却なしの中実でブレード先端にシュラウドが付けられたものであった。材料はUdimet 700で翼外面にはJo-Coatが施されていた。このブレードでは約2,000~3,000時間の使用で遠心力と熱によるクリープのため破損するケースが多く発生した。対策として使用材料が耐クリープ特性の良いB1900+Hafniumに変更されたが相変らずクリープ破壊が発生し続けた。原因調査の結果、ガス温度とブレード自体の温度が共に設計時に予測していた値よりも高くなってい

ることが判明した。このため当時使用されていたD3/3Aエンジンの第2段タービンブレードは、後述するD7型のブレードに交換されることとなった。

1971年に使用が開始されたD7型エンジンには図22に示すようなコンベクション・クーリング方式でシュラウド付きのブレードが使用され

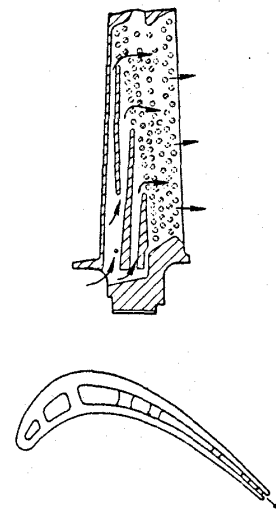


図22 JT9D-7/7A 第2段タービンブレード

ていた。材料はB1900+Hafniumで翼外面にはJo-Coatが施されていた。このブレードも8,000時間程の使用後にはD3/3A型と同じく遠心力と熱によりクリープが進行しクラックが発生したり破損に至ることもあった。対策としてブレード先端のシュラウドの肉厚を薄くして、エンジン運転中にブレードに加わる遠心力を低減すると云った改修が施された。この結果現在では16,000時間程度まではほぼ問題なく使用されている。

最近このブレードの耐久性をより一層向上させ、且つ冷却空気流量低減による燃費改善を計った図23に示すようなダブルコンベクション・クーリング方式を採用したD7J型のブレードをD7Aエンジンに使用することも検討されている。因みにこのD7J型ブレードを採用した場合の燃費改善は、約0.2%と推定されている。

またJT9D-59A及び7Qエンジンでは、MAR-M200+HafniumのD.S.材で且つ図24



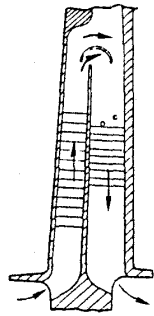


図 23 JT9D-7J 第2段タービンブレード

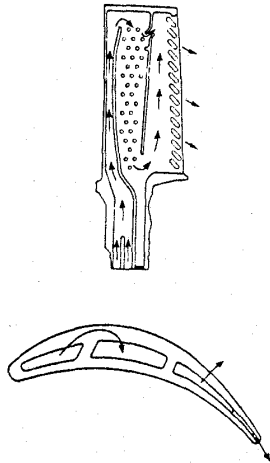


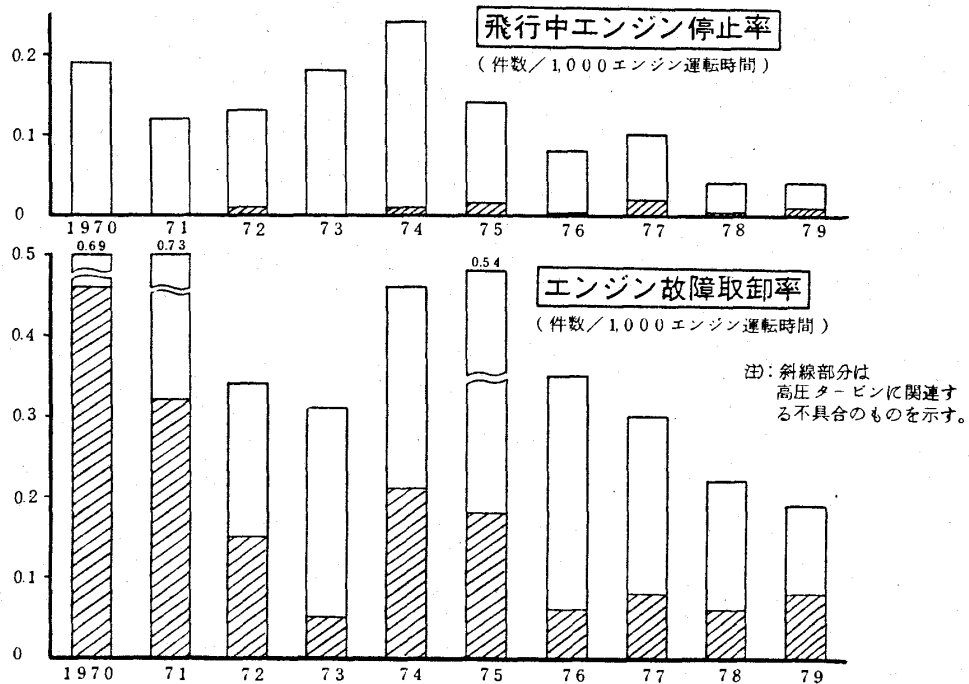
図 24 JT9D-59A/7Q 第2段タービンブレード

に示すようにブレード先端にシュラウドが無く、またガスバスペント型のダブルパス・コンベクション・クーリング方式のブレードが採用されている。

5. おわりに

以上B747の導入の始まった1970年から1980年の現在に至るまでの約10年間、日本航空で経験したJT9D-3/7系列エンジンに於ける空冷翼の冷却方式に関連しての不具合点とその改善対策を盛り込みながらその変遷につき述べてきたが、その他の不具合点についても同様に数々の対策が施されてきている。この結果、現在当社が使用しているJT9D-7Aエンジンの高圧タービン構成部品の寿命は、使用開始当初のJT9D-3/3Aエンジンのものと比べ数倍にも改善され、きめ細かいモニタリングの効果と相俟って高圧タービン部品の不具合によるエンジン故障取卸しは極く僅かとなってきており、表3に示す高い信頼性が得られている。今後共、これらの部品の耐久性改善や燃費低減の目的で、新しい耐熱材料の開発と合せてクーリング方式の改良検討が続けられることであろう。

表3 JT9D-3/7系列エンジンの日本航空に於ける品質の推移



# 空冷タービン翼の最近の動向

航空宇宙技術研究所 高原北雄  
吉田豊明

## 1. はじめに

航空用ジェットエンジンに初めてタービン冷却を行ったのは、第二次大戦中にドイツのBMW社とユンカース社のものであったと「内燃機関の歴史<sup>1)</sup>」に記されている。これによるとBMW社の109-003型ターボジェットエンジンでは「タービン羽は中空に作られ、ロータの中からそれらに向けて風を吹き流して冷却を図られ」ており、「タービンの効率は79%、圧縮空気の5%はタービン羽の冷却のために向けられた。」と書かれている。又、ユンカース社の004B型エンジンでは「タービンのそれ(効率)は79%、約7%の空気はタービン羽の冷却に向けて割かれ」ており、「これのタービン材料はニッケル30%、クロム15%の耐熱鋼であった。」とある。この様にジェットエンジンの揺籃期には優れた耐熱鋼が得られず、現在からみると非常に低いタービン入口ガス温度にもかかわらずタービン冷却を行っていた。それ以後、約20年間は耐熱材料の開発のみで、タービン入口ガス温度を高めてきた。航空エンジンに本格的にタービン冷却が採用されたのは1959年からで、それ以後急激にタービン入口ガス温度の向上がはかられ、推力重量比の向上と燃料消費率の低減がはかられてきた。今日まで数多くの材料、加工、構造、空力、伝熱、解析手法等の進歩に支えられて、タービン入口ガス温度は1300℃を越えるようになってきた。現在では航空用エンジンのみならず、産業用ガスタービンエンジンにおいてもタービン冷却を行わないものは数少ない。この中でも航空用エンジンは極めて高度な技術を駆使して製作されている。

## 2. 最近の大型航空エンジン(CF-6, RB-211)の冷却タービン翼

周知のように現用の大型高バイパス比エンジン

はJT-9D(P&W社)、CF-6(GE社)、RB-211(RR社)で代表され、様々な技術の進展と運航による諸データから年を追う毎に熱効率の向上、寿命の延伸が図られている。高圧タービン冷却翼はこれらの改良にとって最も重要な構成要素であり、上記エンジンファミリーにおいてそれぞれ興味ある改良設計が重ねられている。P&W社のJT-9Dファミリーについては別稿でその詳細が解説されているので、ここではCF-6, RB-211ファミリーのそれぞれ新しい仲間CF6-80A, RB211-535について述べる。

GE社のCF6-80AはB767双発商用機(-80A1はA310)用に、また大型機A300, B747, DC-10用にも搭載が可能であるような発展を考慮して開発が行われている。CF6-50シリーズに比べ巡航時のSFCを約6%減少、重量を300~500ポンド軽減させることを目標としている<sup>2),3)</sup>。高圧タービンのノズル翼においては、2段共に鋳造翼とインサートからなる二重構造は変わらないが、冷却孔径を小さく、孔数を増しており、吹出角度をより小さくしている。またシュラウド部の冷却も積極的に行われており、シール構造の改良も図られている。動翼においては伝統的なリターンフロートタイプが踏襲されている。冷却通路は流入部が2系統から3系統になり、主要部には乱れ促進のための対策がとられ、冷却空気量が-50シリーズより少ないにもかかわらず秀れた冷却効果を維持している。なおケーシング側の翼端間隙制御構造、翼先端のAbrasive Tip(円周上数枚)が採用され、空力性能向上も図られている。

RR社のRB211-535はB757用に開発された3軸系エンジンで、-22Bを基本に高圧系はそのまゝ、ファンを小さくし、タービン入口温度を約70℃下げて、推力を42,000ポ

(昭和55年5月10日原稿受付)

ドクラスから32,000ポンドクラスにしている。SFC, 騒音レベル等は-22Bとほとんど同じである。既製シリーズの改良により新たな開発や運用の面におけるリスクの回避と整備材料費の節減を図っている<sup>4),5)</sup> 高圧タービンは単段であり、ノズル翼においてはフィム冷却孔列の増加, 翼型の改良, 後縁厚みの縮小等が図られて, 翼材, シュラウド部温度が大巾に(60~80℃)下がっている。動翼は-22Bシリーズでは精鍛製であったがDS 鋳造の採用により冷却性能, 寿命等の飛躍的向上を図っている。なおシュラウド付動翼, ラディアル間隙制御リングにより翼端間隙の制御が行われている。

以下図1に冷却タービン翼の構造と主な特長を

示す。これらの構造はそれぞれのファミリーにおいて現在最も先行した実用タイプである。

### 3. 将来の冷却タービン翼の技術傾向

燃料の高価格化時代に入り, 航空会社の総支出の30%程度が燃料代という情勢が起りつゝある。この中で航空用エンジンのみならず, 産業用ガスタービンにおいても燃料消費率の低減化の努力が今までも増して重要となってきた。このため, 冷却タービンは苛酷な作動条件で長い寿命が要求されており, 表1に示すような様々なアプローチによる成果をとり入れながら冷却タービン翼の開発が進められている。以下に現在すでに開発研究が相当進められ, 注目すべき新しい技術の採用を予定している実例について概説する。

表1 冷却タービン翼研究開発の主要テーマ

<b>材料</b> ・一方向性凝固単結晶材 ・ODS合金	・粉末金属(RSR合金) ・セラミックス断熱材
<b>加工法, 検査法, 修理法</b> ・レーザービーム孔加工 ・超音波加工 ・フィルム冷却通路の曲面加工 ・拡散接合(液相, 固相) ・コーティング(ジルコニヤ, Ni Co Cr AlY...) ・粉末金属加工	・フォトエッチング・ラミネート ・真空精密鋳造(DS, 単結晶, 共晶) ・HIP ・溶射, 溶接 ・運転状態でのX線, レーザ検査
<b>冷却</b> ・水冷, 蒸気冷却, 水素冷却 ・微細冷却通路 ・冷却流体の冷却	・ディスク前後の高温ガスの流入防止 ・タンク内燃料と冷却空気の熱交換 ・冷却空気流量の圧力分布制御
<b>空力</b> ・遷音速タービン ・高負荷タービン(高転向角) ・圧力損失の減少 (二次流れ制御, 翼型改良, 冷却空気吹出法)	・シール ガスパスシール(セラミック) 漏れ空気の微小流量制御
<b>構造</b> ・低圧軸と逆転 ・アクティブティップクリアランス制御 ・三次元非定常応力解析	

3-1 E<sup>3</sup>プロジェクトの冷却タービン翼  
 米国では高バイパス比エンジン(JT-9D, CF-6)の要素の改良により, 燃料消費率の低

減を現在も進めているが, 1985年頃に, 高効率航空機の実用化のためのエンジン(ENERGY, EFFICIENT ENGINE)としてNASAの指

CF6-80A

推力 地上静止 48000 lb  
 巡航時(35000ft, M=80) 8,260 lb  
 バイパス比 4.66  
 圧力比 28  
 推力重量比(Uninstalled) 5.78

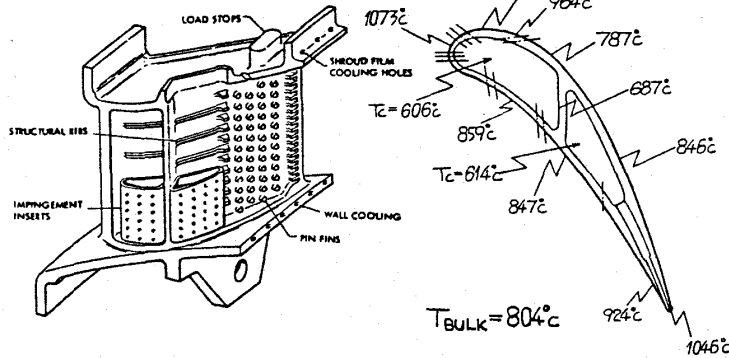
SFC 地上静止 .344  
 巡航時 .590  
 タービン入口温度(HOT DAY) 1276°C  
 B767, A310用

( )付データは-50c

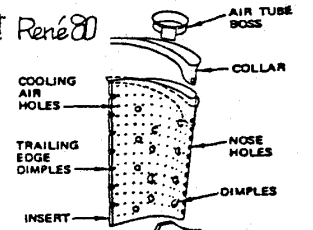
1N 材質 X-40

- 50cとの相異
- ・LE 6列(5列)
- ・各列 2-3ヶの冷却孔増加

冷却空気量 Vane 7.3% (6.9)  
 Outer Band 2.31 (2.49)  
 Inner Band 2.08 (1.56)



2N 材質 René80

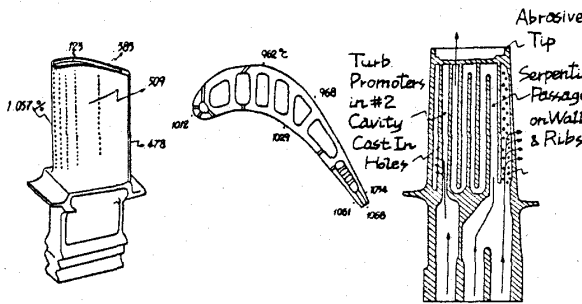


- 図は-50cのもの  
 -80Aの変更事項
- ・インサート入口構造
  - ・アウターバンド構造
  - ・シール構造
  - ・シュワウドサポート
  - ・冷却空気量 削減

T<sub>max</sub> = 1020°C (1032°C)

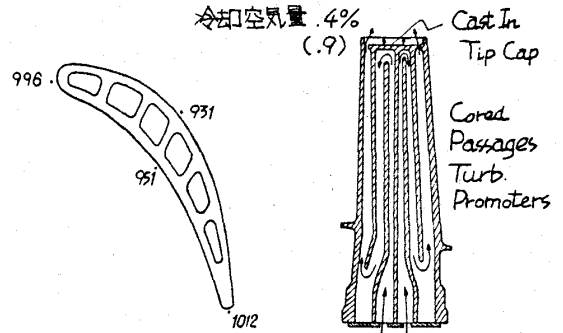
1R 材質 René 80

冷却空気量 Blade 25% (34%)  
 Total 3.6 (5.0)



2R 材質 René 80

冷却空気量 .4% (.9)



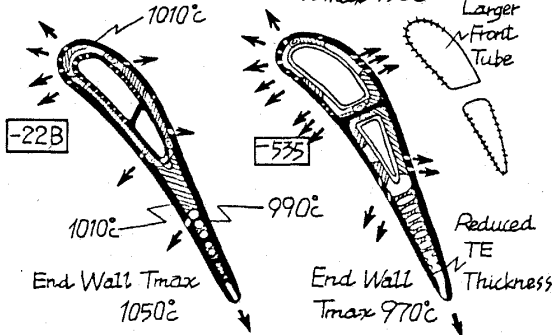
RB 211-535

地上静止推力 32000 lb  
 (-22Bと同じTITで 36,600 lb)  
 バイパス比 5  
 圧力比 25  
 推力重量比(Uninstalled) 5.8

SFC 巡航時 .646  
 (35000ft, M=85)  
 タービン入口温度(HOT DAY) -22B 1227°C  
 -535 1157°C  
 B757用

1N 材質 C1023(Ni-Base)

T<sub>max</sub> 950°C



1R

-22B

材質 Nimonic108 鍛造

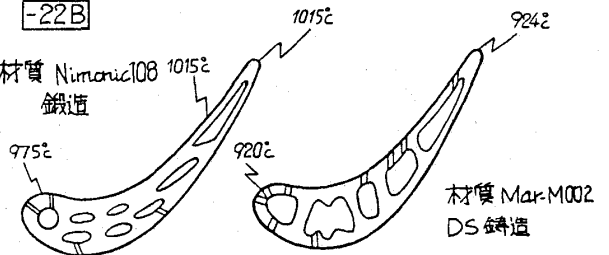
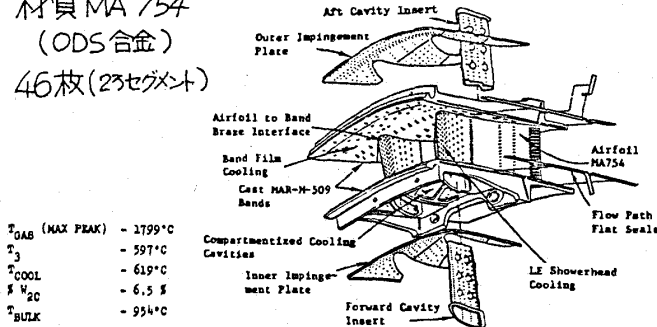


図1 CF6-80A, RB211-535の冷却タービン翼構造と特徴

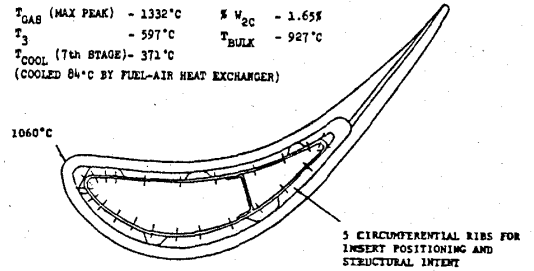
E <sup>3</sup> (GE) 文献 13)	2段タービン(2軸)	燃焼器出口温度不均一率	0.25
	タービン入口温度	1365°C	1.2段動翼の冷却空気は両ディスク間の遠心羽根より流入
	(sea level static 離陸)		翼端間隙制御採用
	膨張比	4.89	ディスク材質 René 95 (As HIP)
	断熱効率	0.925	

1N  
材質 MA 754  
(ODS合金)  
46枚(23セグメント)



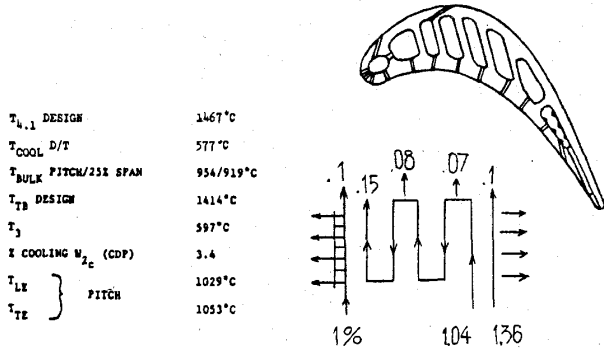
T <sub>GAB</sub> (MAX PEAK)	- 1799°C
T <sub>3</sub>	- 597°C
T <sub>COOL</sub>	- 619°C
W <sub>2C</sub>	- 6.5%
T <sub>BULK</sub>	- 954°C

2N 材質 René 125 (II), René 150 (III)  
(DS鑄造)  
60枚(30セグメント)



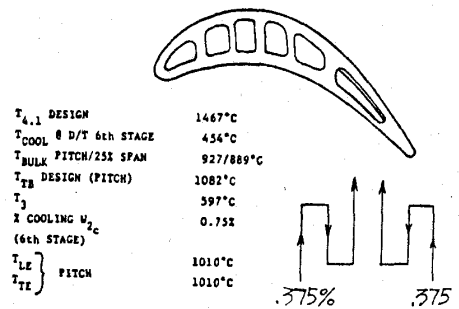
T <sub>GAB</sub> (MAX PEAK)	- 1332°C	W <sub>2C</sub>	- 1.65%
T <sub>3</sub>	- 597°C	T <sub>BULK</sub>	- 927°C
T <sub>COOL</sub> (7th STAGE)	- 373°C		
(COOLED 84°C BY FUEL-AIR HEAT EXCHANGER)			

1R 材質 René 150 (DS鑄造)



T <sub>4.1</sub> DESIGN	1467°C
T <sub>COOL</sub> D/T	577°C
T <sub>BULK</sub> PITCH/25% SPAN	954/919°C
T <sub>TB</sub> DESIGN	1414°C
T <sub>3</sub>	597°C
COOLING W <sub>2C</sub> (GDF)	3.4
T <sub>LE</sub> } PITCH	1029°C
T <sub>TE</sub> }	1053°C

2R 材質 René 150 (DS鑄造)



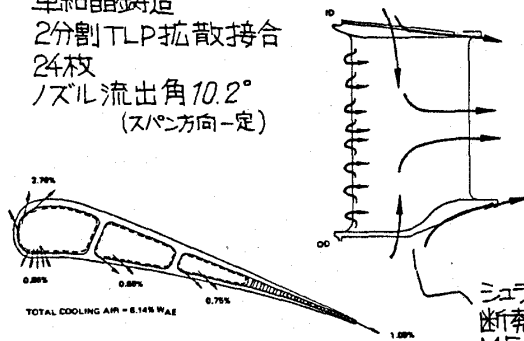
T <sub>4.1</sub> DESIGN	1467°C
T <sub>COOL</sub> 8 D/T 6th STAGE	454°C
T <sub>BULK</sub> PITCH/25% SPAN	927/889°C
T <sub>TB</sub> DESIGN (PITCH)	1082°C
T <sub>3</sub>	597°C
COOLING W <sub>2C</sub> (6th STAGE)	0.75%
T <sub>LE</sub> } PITCH	1010°C
T <sub>TE</sub> }	1010°C

E<sup>3</sup> (P&W) 文献 14)

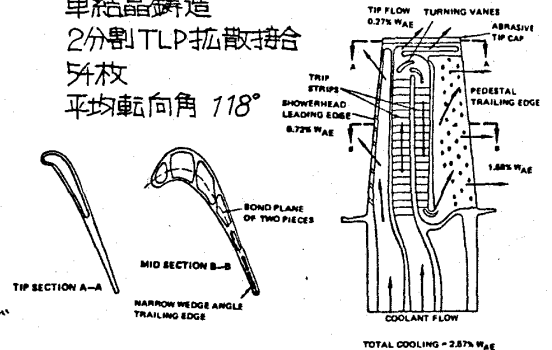
単段タービン(2軸)  
タービン入口温度 1369°C  
(sea level static 離陸)  
膨張比 4.03  
断熱効率 0.88

冷却空気流量 1545%  
ノズル翼動翼ともにMERL-700(NiCoCrAlY)被覆  
翼端間隙制御採用  
ディスク材質 MERL-80(粉末合金)  
周速(RIM) 527m/sec

1N 材質 MERL-200/220  
単結晶鑄造  
2分割TLP拡散接合  
24枚  
ノズル流出角10.2°  
(スパン方向一定)



1R 材質 MERL-200/220  
単結晶鑄造  
2分割TLP拡散接合  
54枚  
平均転向角 118°



シラウド部  
断熱コーティング  
MERL760

図2 E<sup>3</sup> (ENERGY EFFICIENT ENGINE) 計画の冷却タービン

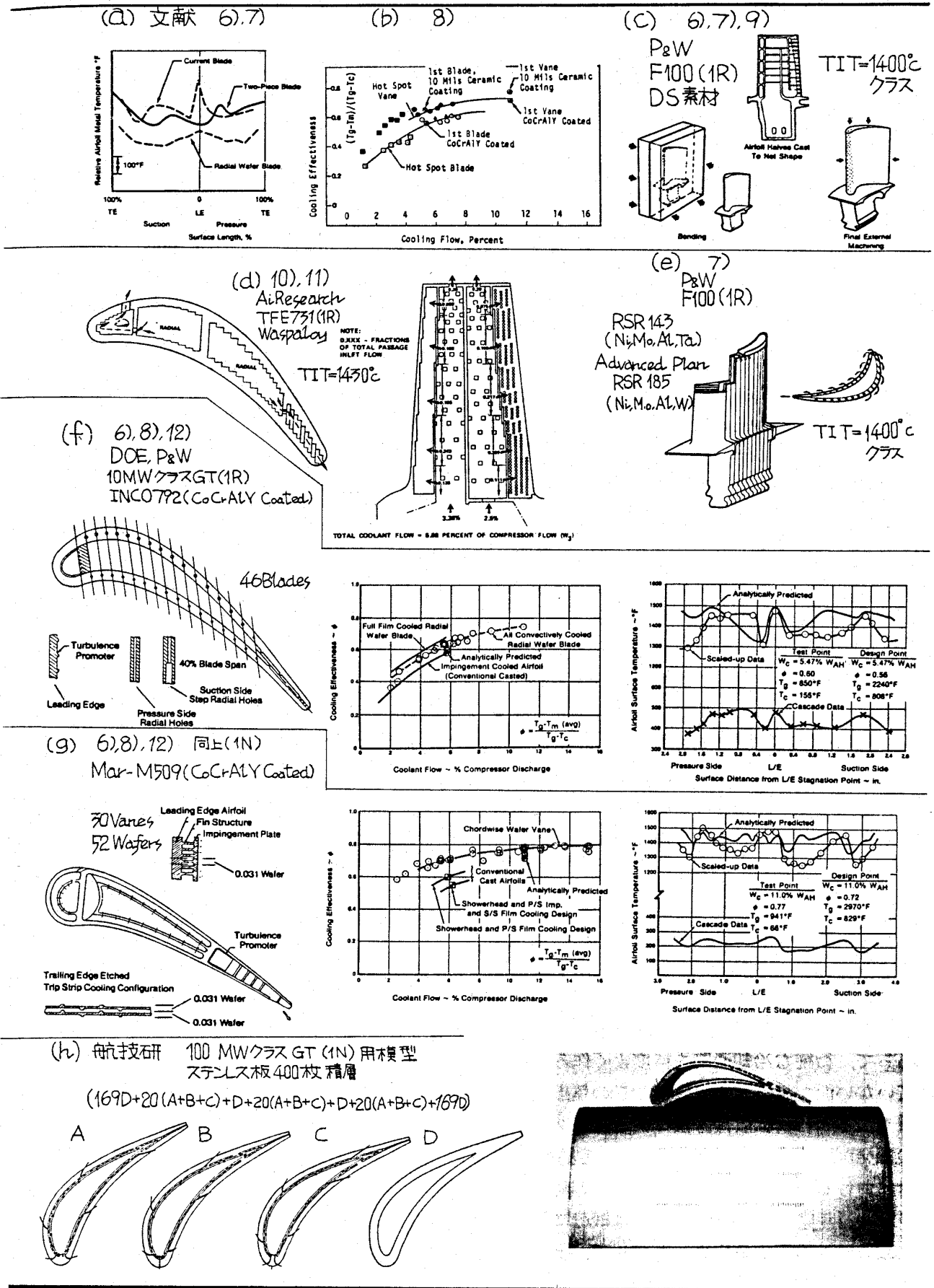


図3 拡散接合 冷却タービン翼一覽

導のもとにGE社とP&W社が具体的に検討に入り各種の試験を行っている。この最終報告書が最近公表された<sup>13), 14)</sup>これによると高圧タービンに用いられる冷却タービンは図2に示すように今までのものより、空力、伝熱、構造、材料、加工で優れたものとなっており、タービン入口ガス温度は1350℃を越えている。GE社のものはどちらかという、オーソドックスな考えのもとに高圧タービンの断熱効率を92.5%と非常に高い値を目指しているが、P&W社のものはノズル流出角10.2°、動翼轉向角118°とし、外径を大きくし、ディスク周速を527m/sにまで高めて1段遷音速タービンと極めて新しい手法を採用している。このエンジンでは高圧タービン出口でのスワールを低圧タービンで活用するため、高圧軸と低圧軸とは逆回転させている。このような革新的なタービンでも断熱効率88%を目標としている。このP&W社の冷却タービンはノズル翼、動翼共MERL-200/220の2分割・単結晶鋳造製・内面機械加工・液相拡散接合翼である。この翼を製作するためにP&W社は自動鋳造翼工場を建設し、既にF-100エンジンのタービン翼を同方法で製作し、2,000時間のテストを昭和55年5月中に達成することになっている。この2分割方式により冷却空気通路の設計に自由度が与えられるのみならず、翼厚の寸法精度が向上し、翼後縁部を薄くすることが可能となり軽量化、高速化が達成できるとされている。

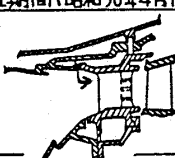
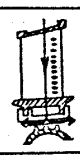
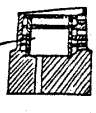
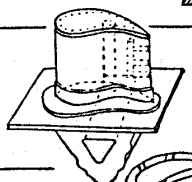
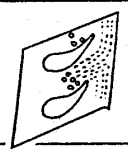
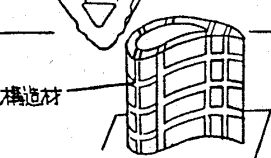
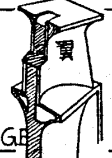

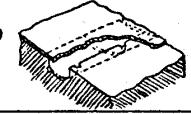
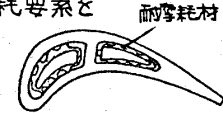
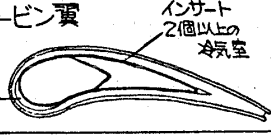
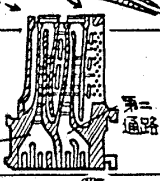


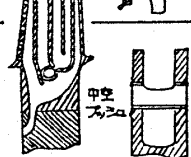

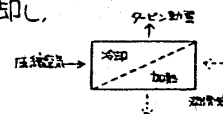
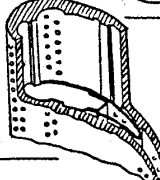

3-2 拡散接合翼 冷却タービン翼はこれまで精密鋳造により一体として素材が製作されるのが一般的であり、鋳造技術の向上、耐熱合金の開発に伴ってより秀れた冷却翼が生み出されてきた。しかしこの方法には製法、検査法に限界があって、微細な冷却通路を精度よく作るには適していない面が認識されていた。この難点からの飛躍を図るため、拡散接合法による冷却タービン翼の開発が近年盛んに行われている。製法上の現時点における一般的特長としては、一方向性凝固(DS)、単結晶等の鋳造かまたは鍛造による素材、あるいは粉末合金のホットプレス、圧延等による素材を液相拡散により接合することにある。微細な冷却通路の成形にはフォトリソグラフィ、鋳造、レーザ加工、機械加工等が単独にまたは付加

的に適用される。鋳造法等による冷却翼素材の場合は2分割構造とされ、板材の場合は多数枚の積層構造になる。それぞれ図3に示すように、供試体の製作、流量試験、翼列試験等が各所で行われている。(a), (f), (g)のグラフに見られる通り、2分割構造翼→半径方向ウェハー翼→翼弦方向ウェハー翼という順に翼材の温度は全般に低くなっている。図(b)により冷却翼にさらにコーティングを施した場合に予期される冷却効率の向上を示す。2分割構造翼(c)はP&W社のF100エンジン第1段動翼用に開発されているものである(3-1項参照)。現在の試験翼はDSの素材で、従来の翼に比べ少くとも2倍の寿命を有し、さらに単結晶素材によりDS材の4倍の寿命を予期している。(d), (e), (f)は半径方向ウェハー翼の開発例である。(d)はAiResearch社のターボファンエンジンTFE731に適用されるもので、ディスクと一体に拡散接合されている。(e)は(c)の先行型であり、Rapid Solidification Rate Superalloy(RSR)と呼ばれる粉末合金からなる板材を開発している。RSR法による素材(RSR185)はMar-M200+HfのDS素材に比べクリープ強さで150°F分だけ耐用温度が高いなど注目すべき特長を有する。現在RSR143材の翼については、常温翼列試験、高温試験が行われているものと思われる。(f)と翼弦方向ウェハー翼(g)はDOE、P&Wが10MWクラスGT用に開発研究中のもので付帯図に示す通り伝熱実験の結果を得てその有用性が立証されている。(h)は航技研がTIT1350~1500℃、100MWクラスGTの第1段ノズル翼への適用を目標に研究している試作翼で、曲線状のフィルム冷却孔、階層式(A+B+C1組で1つの冷却通路を構成する)冷却通路、隔壁Dによりスパン方向冷却空気配分を制御すること等が特長である。

#### 4. 最近の冷却タービン翼の特許より

航空エンジンに関連して、昭和50年4月より昭和54年4月まで日本で公開された特許について調べる機会があった。ここではこの期間の冷却タービン翼に関する22件を表2に簡単な図とキーワードを出願会社と特開昭番号と共に記したもので、その内容は表より推測していただきたい。特に重要と考えられる外国特許は米国のGE社と

表2 冷却タービン翼に関する最近の特許

冷却タービン翼	
日本に公開されている公開特許とした。 調査期間(昭和50年4月1日より昭和54年4月末日まで)	
<p>① 特開 昭50 11680</p> <p>燃焼器出口外壁面の 冷却通路</p> <p>R.R</p> 	<p>⑫ 特開 昭52 66615</p> <p>冷却空気をノズル翼内部を通して 内室側シール部材の冷却</p> <p>工技院</p> 
<p>② 特開 昭51 14547</p> <p>動翼先端部よりインサートを挿入 する構造</p> <p>三井造船</p> <p>インサート</p> 	<p>⑬ 特開 昭52 7794</p> <p>支柱ウェーク部にインピンジ 冷却する構造</p> <p>R.R</p> <p>支柱 インピンジ孔</p> 
<p>③ 特開 昭51 29612</p> <p>粉末冶金製 浸出冷却翼</p> <p>東芝</p> 	<p>⑭ 特開 昭53 16108</p> <p>スロート部のある通路の 対流冷却とフィルム冷却</p> <p>GE</p> <p>スロート手前からのフィルム冷却</p> 
<p>④ 特開 昭51 2962</p> <p>粉末冶金製 浸出冷却翼</p> <p>東芝</p> <p>構造材</p> 	<p>⑮ 特開 昭53 7443</p> <p>液冷却タービン動翼の構造</p> <p>GE</p> <p>耐蝕性板 耐蝕性管</p> 
<p>⑤ 特開 昭51 51618</p> <p>翼とインサート間に振動ダンパーを 設ける</p> <p>GE</p> <p>振動ダンパー</p> 	<p>⑯ 特開 昭53 7792</p> <p>液冷却タービン動翼の 冷却通路</p> <p>GE</p> 
<p>⑥ 特開 昭51 51619</p> <p>翼とインサート間に耐摩耗要素を 入れる</p> <p>GE</p> <p>耐摩耗材</p> 	<p>⑰ 特開 昭53 90509</p> <p>空冷タービン翼の前縁部にインピンジ孔と フィルム冷却孔を別系統で 設けること</p> <p>航技研</p> 
<p>⑦ 特開 昭51 69707</p> <p>インサート入冷却タービン翼 冷却通路形状</p> <p>BBC</p> <p>乱流室</p> <p>インサート 2個以上の 冷気室</p> 	<p>⑱ 特開 昭53 97116</p> <p>リタンプロ-型冷却動翼 第一、第二の通路</p> <p>WH</p> <p>第一通路 第二通路</p> 
<p>⑧ 特開 昭51 69708</p> <p>インサート入冷却タービン翼 冷却通路形状</p> <p>BBC</p> <p>インサート</p> 	<p>⑲ 特開 昭53 12517</p> <p>冷却タービン動翼への冷却空気通路 予旋回ノズル下流にヒート管受管を 設ける方法</p> <p>R.R</p> 
<p>⑨ 特開 昭51 77711</p> <p>中空環状ディスク中心部に 冷却空気のポンプ作用を持つ 羽根装置を持つ</p> <p>GE</p> <p>ディスク ポンプ羽根 羽根装置</p> 	<p>⑳ 特開 昭51 12518</p> <p>冷却タービン動翼への 冷却空気通路</p> <p>R.R</p> 
<p>⑩ 特開 昭52 8214</p> <p>冷却通路の分割によるインピンジ 対流、フィルム冷却を行うタービン翼の シユラウド</p> <p>GE</p> 	<p>㉑ 特開 昭54 40910</p> <p>冷却空気を潤滑油で冷却し、 タービン部材に供給する 装置</p> <p>GE</p> <p>タービン動翼 冷却 圧縮空気 加熱 潤滑油</p> 
<p>⑪ 特開 昭52 44312</p> <p>翼スパン中央部に冷却 空気遮閉用板の設置 JT9Dエンジンに 利用されている</p> <p>UTC</p> 	<p>㉒ 特開 昭54 5215</p> <p>タービン動翼先端部の 冷却</p> <p>GE</p> 



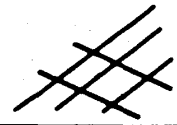
UTC社(P&W社)及び英国のRR社のものが多い。このうち既に航空用エンジンとしてCF-6, JT-9D, RB-211に利用されているものがあり、今後これらエンジンの改良型やF-100エンジン, E<sup>3</sup>プロジェクトに利用されると考えられるものが多い。航空用以外では水冷タービン翼に関するものが2件GE社から申請されている。この他に、タービン冷却に関して翼の支持方法, 製作法, シュラウドとシール, 及び翼端間隙調節があるが、ここでは省略する。

#### 文 献

- (1) 富塚清, 内燃機関の歴史, 三栄書房, 昭44.
- (2) Wetmore, W.C., *Aviation Week & Space Technology*, May 7 1979.
- (3) Mayfield, J., *AW & ST*, April 14 1980.
- (4) 内田充, *航空技術* 287, 289~291, 2, 4~6月 1979.
- (5) Coplin, J.F., *Rolls-Royce Magazine* 1, June-Aug 1979.
- (6) Sellers, R., et al., *AIAA/SAE* 77-948, July 1977.
- (7) George, D.G., et al., *AIAA/SAE/ASME* 79-1226, June 1979.
- (8) *Gas Turbine World*, pp.41~44 May 1977.
- (9) *Gas Turbine World*, pp.48 Jan., pp.48 March 1980.
- (10) Vershure, R.W., Jr. et al., *AIAA/SAE* 77-949, July 1977.
- (11) Vershure, R.W., Jr., *AIAA/SAE/ASME* 79-1229, June 1979.
- (12) Liang, G.P. and Fairbanks, J.W., pp.21~30 *Gas Turbine Heat Transfer* 1978.
- (13) GE, *Energy Efficient Engine*, NASA CR-135444, Sept. 1978.
- (14) P&W, *Energy Efficient Engine*, NASA CR-159487, Apr. 1979.



# 技術論文



## 「エントロピー生成」によるガスタービン翼の冷却方式の評価

日立製作所機械研究所 中山 恒  
鳥居 卓爾  
池川 昌弘

### 1. 緒言

省エネルギー技術の重要な一環として高温ガスタービンが注目され、研究開発の動きが活発になってきた。最も重要な技術課題のひとつは言うまでもなくタービン翼の冷却であるが、タービン温度の上昇はガスタービンが実用に供されて以来の課題と言ってよく、冷却法のアイデアは多数提案されている。<sup>(1)</sup> しかしながら研究対象に試作されたものを別にすれば、実際に稼動している産業用ガスタービンは単純な貫流流路構造を持つ空冷翼を用いたものが殆んどである。空冷以外の方式が呈する問題は、熱力学的、流体力学的問題、製作技術、材料強度、耐食、冷却流の制御等多岐にわたり、実用に供するまでにはかなりの開発努力を払わねばならない。

高温タービン用冷却翼の開発で最も重要な問題のひとつは熱力学的問題で、冷却が段効率、サイクル効率に及ぼす影響である。Brown<sup>(2)</sup>、Hawthorne<sup>(3)(4)</sup>、Rohsenow<sup>(5)</sup>、Burkeら<sup>(6)</sup>はこの問題について解析を行なっている。これらの解析はいずれも翼冷却がもたらす重要な問題点を示唆している。特にBurkeら<sup>(6)</sup>の試算は、高温域における効率の低下は液冷却あるいは空気浸出冷却を用いれば少いことを示唆している。しかしこれらの解析は、サイクルの構成要素の性能に関する仮定を多く含んでいる。ところで新しい冷却方式の基礎研究を行なう段階では、サイクル全体の計画も冷却法の研究成果に依存するものであり、各構成要素についての仮定を行ない難い。本報告ではこのような場合の冷却方式の評価手段と

して「エントロピー生成」を導入し、数種の冷却方式について解析を試みた。

### 2. 冷却翼におけるエントロピー生成

従来の文献に見られる冷却の評価法を表1にまとめてみた。いずれも伝熱量に比例する指標を用いてみる。ところで翼冷却に伴うサイクル効率の減少要因は翼面への熱伝達のみではない。このほかに冷却流体と主ガスとの混合による有効仕事の減少、冷却流体の駆動仕事なども考慮しなければならない。以下に述べるエントロピー生成を用いると、これらの複数要因が効率にもたらす影響をひとつの尺度のうえに乗せることが出来る。

いま図1に示す一般的なタービンを考える。冷却静翼と冷却動翼、あるいはこれらと非冷却段との組み合わせで構成されているものとする。主ガスの質量流量を $M$ 、入口の全エンタルピーを $h_{01}$ 、冷却流体のそれらを $\dot{m}$ 、 $h_{0c}$ 、出口では主ガスと冷却流体の混合ガスが出てきてこれのエンタルピー

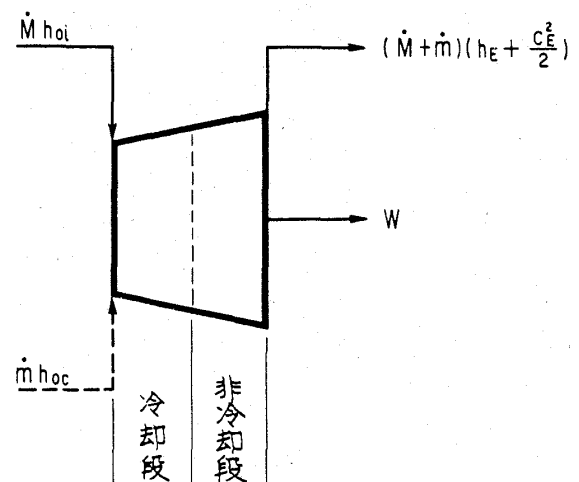


図1 タービン段

(昭和54年5月9日原稿受付)

表 1 タービン翼冷却損失の評価法(従来)

研究者	評価パラメータ
Brown (2)	cooling loss factor $CLF = q / W_A$
Burke, Buteau (6) and Rohsenow	effectiveness $\eta_x = \frac{(\text{冷却材出口温度}) - (\text{冷却材入口温度})}{(\text{翼材温度}) - (\text{冷却材入口温度})}$
May (7)	cooling number $CN = q / \Delta h_s$
Ogale and Jasperse (8)	cooling loss number $CLN = \sum_i q_i / h_p$

(表1中の記号)  $q$  ; 単位時間当りの冷却媒体による熱損失  
 $W_A$  ; 単位時間当りにタービンのなす仕事  
 $\Delta h_s$  ; タービン段での断熱熱落差  
 $h_p$  ; タービン比出力

一を  $h_E$ , ガス速度を  $C_E$ , タービンがなす仕事を  $W$  とすると, 熱力学の第一法則から

$$\dot{M} h_{oi} + \dot{m} h_{oc} = W + (\dot{M} + \dot{m}) (h_E + \frac{C_E^2}{2}) \quad (1)$$

第二法則からタービンにおけるエントロピー生成  $\dot{S}$  は

$$\dot{S} \geq 0 \quad (2)$$

次に翼冷却, 流体の混合なども含め, すべての過程が可逆的に行なわれる仮想タービンを考える。タービンに流入する全エンタルピーの総和は同じく  $\dot{M} h_{oi} + \dot{m} h_{oc}$  で, 出口の流速  $C_E$ , 圧力  $P_E$ , 温度  $T_E$  も図1のタービンと同じとし, この可逆タービンから得られる仕事を  $W_r$ , 出口ガスのエンタルピーを  $h_{Er}$  とすると, 第一法則から

$$\dot{M} h_{oi} + \dot{m} h_{oc} = W_r + (\dot{M} + \dot{m}) (h_{Er} + \frac{C_E^2}{2}) \quad (3)$$

式(3)から式(2)を差引いて,  $(\partial h / \partial s)_p = T$  の関係式 ( $s$  はエントロピー) を用いると,

$$W_r - W = T_E \dot{S} \quad (4)$$

$\dot{S}$  が小さいことが望ましいのは当然であるが, 上記の説明に関連して次の事項を記しておく。

① 冷却段で主ガスと混合した冷却流体は後段で仕事をする。混合する冷却流体の流量が多い方

式とこれが少い方式とを比較する場合には, この仕事は正しく評価されねばならない。このためには式(4)の導出の前提に留意する必要がある。即ち, 全エンタルピーが等しく, 出口ガス速度もほぼ等しい場合を比較する。

② 冷却流体が主ガスと全く混合しない場合, 冷却流路出口の圧力, 温度は主ガスのそれらと異なるから, 式(4)の右辺を修正しなければならない。しかし本報告の数値計算例では簡

単のために完全に混合する場合を扱った。

$\dot{S}$  は各静翼, 動翼におけるエントロピー生成を加算して得られる。従って動翼の冷却方式を検討するためには, 動翼一枚についてエントロピー生成を考えればよい。これはさらに各種要因から生ずる成分に分解出来る。ここでは冷却性能に関係する成分のみを対象にし, 次のように書く。

$$\dot{S}_b = \dot{S}_{ba} + \dot{S}_{bd} + \dot{S}_{ca} + \dot{S}_{cf} + \dot{S}_{mx} \quad (J/sK) \quad (5)$$

・主ガスから翼面への熱伝達によるエントロピー生成

$$\dot{S}_{ba} = \iint_{A_{ba}} \alpha_{ba} \frac{(T_{Gw} - T_w)^2}{T_{Gw} T_w} dA \quad (6)$$

・翼材内部の熱伝導によるもの(9)

$$\dot{S}_{bd} = \iiint_{V_b} \sum_{j=1}^3 \lambda T^2 \left( \frac{\partial T^{-1}}{\partial x_j} \right)^2 dV \quad (7)$$

・翼材から冷却流体への熱伝達によるもの

$$\dot{S}_{ca} = \sum_{j=1}^{N_c} \iint_{A_{c_j}} \alpha_{c_j} \frac{(T_{wc_j} - T_{c_j})^2}{T_{wc_j} T_{c_j}} dA \quad (8)$$

・冷却流路内の摩擦損失によるもの

$$\dot{S}_{cf} = \frac{10^{-3}}{8} \sum_{j=1}^{N_c} \frac{1}{T_{c_j}} f_j \dot{m}_{c_j} v_{c_j}^2 l_{p_j} l_{c_j} \quad (9)$$

・冷却流体と主ガスとの混合によるもの

$$\dot{S}_{mx} = \iint_{A_{bs}} \dot{m}_s h_{cs} \left( \frac{1}{T_{cs}} - \frac{1}{T_{gw}} \right) dA + \dot{S}_{mxe} \quad (10)$$

これらのほかに主ガスの流動損失によるものなどがあり、冷却流路の設計は翼形の変更を通してこれらに影響するが、ここでは触れない。

上式の記号は、 $A_{bs}$  翼表面積 ( $m^2$ )、 $\alpha_{bs}$  翼表面熱伝達率 ( $W/m^2K$ )、 $T_{gw}$  断熱壁温 ( $K$ )、 $T_w$  翼表面温度 ( $K$ )、 $V_b$  翼材容積 ( $m^3$ )、 $\lambda$  翼材熱伝導率 ( $W/mK$ )、 $T_{wi}$  翼材内部温度 ( $K$ )、 $x_j$  座標、 $N_c$  冷却流路の数、 $A_{c,j}$   $j$  番め冷却流路の伝熱面積 ( $m^2$ )、 $\alpha_{c,j}$  冷却流路熱伝達率 ( $W/m^2K$ )、 $T_{wc,j}$  冷却流路壁温度 ( $K$ )、 $T_{c,j}$  冷却流体温度 ( $K$ )、 $\bar{T}_{c,j}$  冷却流路長さ  $l_{c,j}$  ( $m$ ) 間の流体平均温度 ( $K$ )、 $f_j$  流動損失係数、 $m_{c,j}$  冷却流体質量流速 ( $g/m^2s$ )、 $v_{c,j}$  冷却流体速度 ( $m/s$ )、 $l_{p,j}$  冷却流路断面周囲長 ( $m$ )、 $T_{cs}$  浸出冷却する流体の温度 ( $K$ )、 $\dot{m}_s$  浸出流速 ( $g/m^2s$ )、 $h_{cs}$  浸出冷却流体のエンタルピー ( $J/g$ )、 $\dot{S}_{mxe}$  翼端から放出される貫流冷却流量 ( $Me(g/s)$ ) と主ガスとの混合によるエンタルピー生成で

$$\dot{S}_{mxe} = \left( \frac{1}{T_{ce}} - \frac{1}{T_{goe}} \right) \dot{M}_e h_{ce} \quad (11)$$

$T_{ce}$  は翼端における冷却流体の温度 ( $K$ )、 $T_{goe}$  冷却流路出口における主ガス全温 ( $K$ )、 $h_{ce}$  放出される冷却流体のエンタルピー ( $J/g$ )。

エンタルピー生成を用いた性能評価法は最近、熱交換器のために Bejan<sup>(10)</sup> により提案された。Bejan のエンタルピー生成が従来の温度効率よりも包括的であると同様、本報告のエンタルピー生成は従来の指標では表わしえなかった要因を包括するものである。

### 3. 冷却翼のエンタルピーバランス

タービン翼に限らず、一般に熱流束の増大に対応した冷却技術の進展方向を見ると、冷却流路の細分化と、より効果的な冷却流体の採用が傾向として挙げられる。冷却流路の細分化を推し進めた構造を有する翼として、図2に示す翼を考える。図2(a)では翼母材のスパン方向に細い溝が切れ、これに多数の開孔を有する表皮が被せられている。仮りに SFT (Spanwise Flow & Transpiration) と名づける。翼根元から冷却流体が

導入され、一部または全量が翼表面から浸出し、残余は翼端から放出され主ガスと混合する。図2(b)では溝が弦方向に切られており CFT (Chordwise Flow & Transpiration) と名づける。冷却流体は翼内部の導管を径て細分流路に分配される。冷却流路の断面はいずれの場合も  $t \times t$  とする。

このような流路構造採用の理由は、(1)本研究は水の蒸発冷却に焦点を当てている。(2)翼面上あるいは翼端に開放口を設けずに水を循環させる方式は、特に蒸発を伴う場合問題が大きいと考えられる、などである。回転時のアンバランスを避けるためには、翼車上の各翼への水量分配が均等でなければならぬが、実際にはこれの制御が極めて困難である。<sup>(1)</sup> 上記(2)の問題点とはこのことを意味している。

冷却流体としては①空気、②水蒸気の単相流による強制対流、③冷却流路内での水の蒸発とこれに伴い発生する蒸気の浸出の3種を考える。一般に①②③の順に効果的な冷却流体であるが、これらを用いた場合の熱力学的損失の大小をエンタルピー生成を用いて評価する。本節ではこれに先立って必要なエンタルピーバランスの式を示す。

主ガス質量流速  $\dot{m}_g$  ( $g/m^2s$ )、全温度  $T_{go}$  ( $K$ )、冷却流体質量流速  $\dot{m}_c$  ( $g/m^2s$ )、冷却流体温度  $T_c$  ( $K$ )、エンタルピー  $h_c$  ( $J/g$ ) とする。

実際の翼を対象に、本解析法を適用した結果を示すには、関係式が複雑なことから、本論文では紙数の制限もあるので割愛せざるを得ない。しかし、解析の途筋、冷却方式相互の比較において、注目すべき特徴を示すためには、単純化された翼を対象にすれば充分であろう。そこで、①衝動タービンで翼間距離  $b$  は一定、②負荷が微小な状態で回転しており翼の腹側、背側で状態に大きな差が無い、③翼表皮は十分に薄く熱伝導にもとづく熱抵抗は無視出来る、④隣接する冷却流路相互の間の熱移動は無視出来る、⑤冷却流路における伝熱面積は翼表面に隣接した部分のみ、と言う仮定を設ける。エンタルピーバランスの式を主ガスと冷却流路のそれぞれについて立て、これらを整理すると次式が得られる。

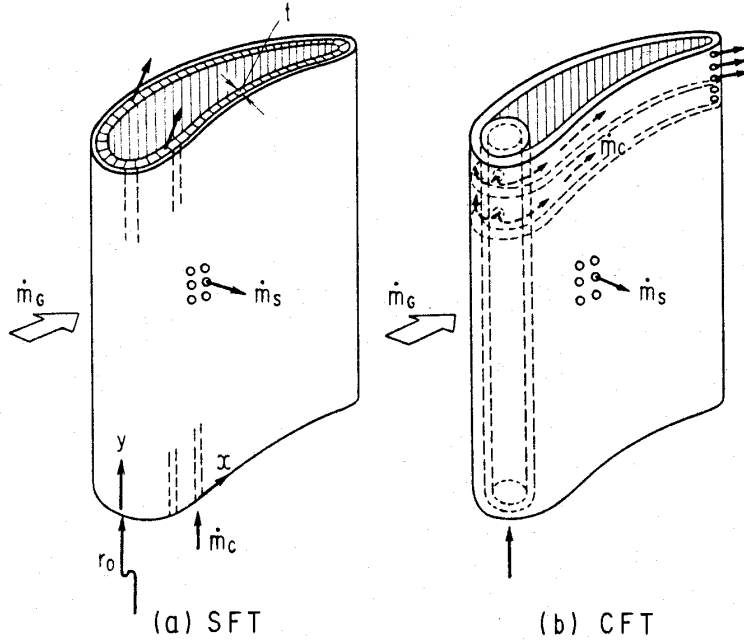


図2 細分冷却流路を有する動翼

SFT

$$\frac{\partial}{\partial x} \left\{ \frac{\dot{m}_g}{\alpha^*} \frac{\partial}{\partial y} (\dot{m}_c h_c) \right\} + \frac{1}{t} \frac{\partial}{\partial x} \left\{ \dot{m}_g \left( T_c + \frac{\dot{m}_s}{\alpha^*} h_c \right) \right\} + \frac{2r}{bc_p} \frac{\partial}{\partial y} (\dot{m}_c h_c) - (r_0 + y) \Omega^2 \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\dot{m}_g \dot{m}_c}{\alpha^*} \right) + \frac{2r}{bc_p} \dot{m}_c \right\} = 0 \quad (12)$$

ここで x は弦方向に翼表面に沿ってとった座標, y は高さ方向の座標,

$$\frac{1}{\alpha^*} = \frac{1}{\alpha_{bs}} + \frac{1}{\alpha_c} \quad (K \cdot m^2/W),$$

$$r = \left\{ 1 + \frac{1}{2} r (k-1) M^2 \right\}$$

$$/ \left\{ 1 + \frac{1}{2} (k-1) M^2 \right\},$$

r 回復係数, k 比熱比, M マッハ数

右辺最後の項は遠心仕事を表わすもので,  $\Omega$  は回転角速度 (rad/s),  $r_0$  は翼根元の回転半径 (m) である。式 (12) 導出の手順については付録に示した。式 (12) と連立させて解くべき質量保存の方程式は、主ガス流路について

$$b \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial x} = 2 \dot{m}_s \quad (13)$$

冷却流路について

$$t \frac{\partial \dot{m}_c}{\partial y} = - \dot{m}_s \quad (14)$$

CFT

$$\frac{\partial}{\partial x} \left\{ \frac{\dot{m}_g}{\alpha^*} \frac{\partial}{\partial x} (\dot{m}_c h_c) \right\} + \frac{1}{t} \frac{\partial}{\partial x} \left\{ \dot{m}_g \left( T_c + \frac{\dot{m}_s}{\alpha^*} h_c \right) \right\} + \frac{2r}{bc_p} \frac{\partial}{\partial x} (\dot{m}_c h_c) = 0 \quad (15)$$

$$b \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial x} = 2 \dot{m}_s \quad (16)$$

$$t \frac{\partial \dot{m}_c}{\partial x} = - \dot{m}_s \quad (17)$$

式 (12) ~ (17) を解くに必要な境界条件は、翼前縁におけるガス質量速度分布, 全温分布, 冷却流路入口における冷却流体の質量速度分布, 温度分布である。これらの式から差分方程式を導き数値解を求めるわけであるが、翼表面温度  $T_w$  の最高値  $T_{w \max}$  が、予め定めた許容温度になるように冷却流量を加減しながら繰り返し計算を行なう。なお式 (12) の数値積分には、再生器の解析法 (11) を参考にした。

4. 計算例と考察

表 2 に示す寸法と許容温度の翼について計算を行なった。浸出が無い場合の翼表面の熱伝達率は一例として図 3 (a) のごとく与えた。浸出がある場合の熱伝達率はこれをもとにし、表 3 に示した式 (12) を用い求めた。冷却流路内面の熱伝達率は表 3 に示すごとく、直交軸まわりに回転する円管の式 (13), 平行軸まわりに回転する円管の式 (14) を用いた。水が蒸発する場合の熱伝達率については、別報で報告する実験によって求めた値の代表値,  $10^4 W/m^2 K$  を用いた。熱伝達率の値は、実際には流路壁に沿う水膜の流動状況, 過熱度などに依存するが、これらの詳細検討については後報で行なう予定である。摩擦損失係数の式は空気, 蒸気冷却の場合については上記回転円管の文献 (13)(14)

によった。水の蒸発の場合には冷却流の流量が小さいので流動損失を無視した。

翼前縁のガス温分布は図3(b)に示すようなプロフィールを仮定し、平均温度 $\bar{T}_{G01}$ を変えて計算を行なった。

冷却流路の入口では冷却流体が一樣温度分布と一樣な速度分布で流入するとした。

先ず図2に示した2つの冷却流路方向の場合について比較を行なうために、浸出が無い空冷翼の

表2 計算例諸元

翼寸法	高200 mm×弦長140 mm
翼根元半径	500 mm
回転角速度	314 rad/s
流路流路断面	2 mm×2 mm
流路数	SF;140, CF;200
翼材許容温度	1073 K (= 800 °C)

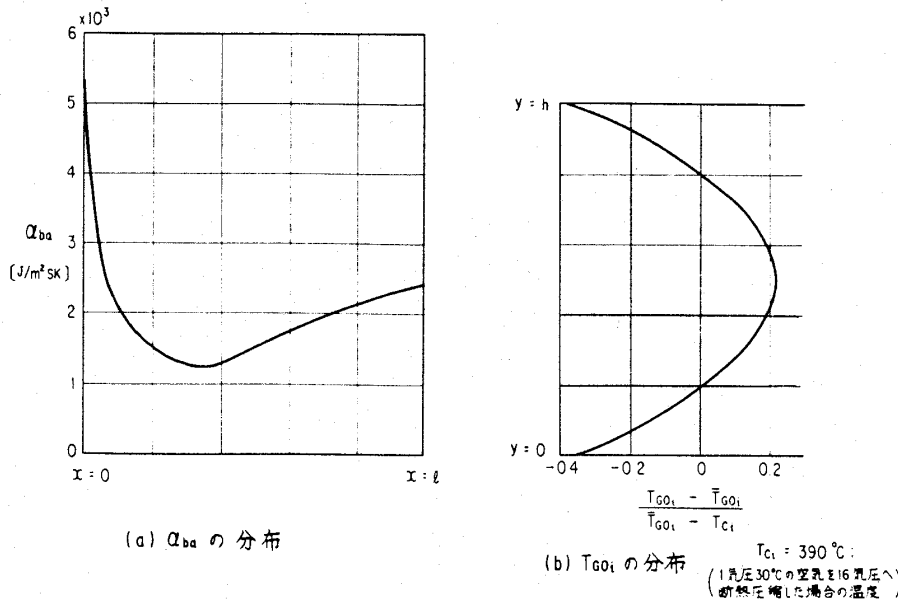


図3 翼表面の熱伝達率( $\alpha_{ba}$ ) (浸出無し) と前縁ガス温度分布

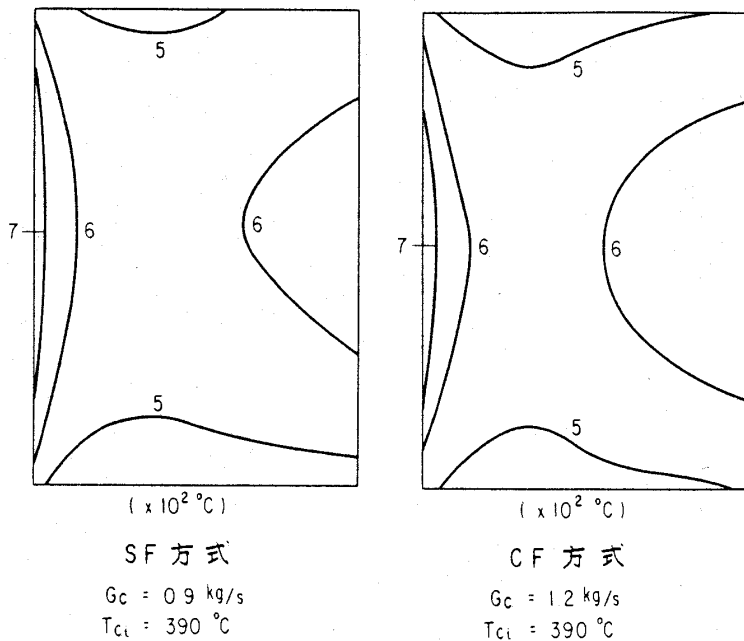


図4 浸出無し空冷翼面温度分布計算例 ( $\bar{T}_{G01} = 1000^\circ\text{C}$ ,  $G = 2.6 \text{ kg/s}$ )

計算結果を示す。図4はSF (Spanwise Flow) とCF (Chordwise Flow) の場合の翼面の温度分布である。主ガスの入口平均温度は $1000^\circ\text{C}$ 、流量( $G$ )は $2.6 \text{ kg/s}$ 、冷却空気の入口温度は $390^\circ\text{C}$ とした。SF方式の場合、翼面最高温度を $800^\circ\text{C}$ に抑えるための所要冷却空気量( $G_c$ )は $0.9 \text{ kg/s}$ 。これに比べCF方式の場合は $G_c = 1.2 \text{ kg/s}$ である。両方式の $G_c$ の

差は主として冷却流路の本数の差から生じている。即ちこれらの場合、翼面温度を許容値以下に抑えるために冷却空気の流速を上げて流路内熱伝達率を大きくとらねばならない。このため冷却空気の流路内温度上昇は僅少であり、翼前縁の冷却流路の空気温度は、翼中央の最高翼面温度位置でもSFとCFで殆んど変わらない。 $G_c$ の違いは結局冷却流路本数の違いを反映しているに過ぎない。図4の温度分布パターンは、翼表面上の熱伝達率分布と入口のガス温度分布の組み合わせから容易に説明出来る。上記の事情はエントロピー生成にも反映されて、図5(a)にSの内訳をSFの場合について示したが、低温の空気が大量に主ガスと混合するため混合のエントロピー生成が他の要因の生成に比べて桁違いに大きい。主ガス

表3 計算に用いた熱伝達率と摩擦損失係数

熱伝達率	式	備考
燃焼ガス	1. 冷却流体浸出無 ..... 図3(a)に示す値。 2. 冷却流体浸出有 (12). $Nu = \frac{A}{1-A} \frac{Nu_0}{St_0} \frac{\rho_c w_c}{\rho_g w_g} \quad (\text{添字0は吹出し無の場合を示す})$ $\frac{\rho_c w_c}{\rho_g w_g} = \frac{\text{mass flow density of cooling air flow}}{\text{mass flow density of external flow}}$ $A = \left(1 + \frac{1}{3 St_0} \frac{\rho_c w_c}{\rho_g w_g}\right)^3 = \text{empirically determined function}$	左記の式は空気に対して得られた実験式だが、本報の計算では蒸気に対しても適用した。
冷却流路内	1. SFT <sup>(13)</sup> $Nu = \frac{0.093}{Pr^{2/3} - 0.074} \frac{Re^{4/5}}{(\Gamma_s X')^{1/10}} \left[1 + \frac{0.093}{\left(\frac{Re}{\Gamma_s X'^2}\right)^{1/5}}\right]$ $\Gamma_s = Re/\hat{\omega}, \quad \hat{\omega}: \text{無次元回転角速度} (= 2 \left(\frac{t}{2}\right)^2 \Omega/\nu)$ $X' = (1 + 5.14 \frac{\hat{\omega}}{Re})^{1/2} - 2.27 \frac{\hat{\omega}}{Re}$ 2. CFT <sup>(14)</sup> $Nu = \frac{1.132 Pr^{2/3}}{Pr^{2/3} - 0.05} \left(\frac{Re}{\Gamma_c^2}\right)^{1/20} \left[1 + \frac{0.061}{\left(\frac{Re}{\Gamma_c^2}\right)^{1/6}}\right] \times 0.038 Re^{3/4} Pr^{1/3}$ $\Gamma_c = Re^{18/11} (Gr_d Pr^{2/3})^{-10/11}$ $Gr_d: \text{グラスホフ数} \left(= \frac{g \beta t^3}{\nu^2} \frac{\tau (r_0 + y)}{2g} \Omega^2\right) \quad \tau: \text{流路内の温度勾配}$	左記の式は円管に対するものなので、ここでは代表長さとして直径の代わりに流路厚さ t を用いた。  τ の算出に当っては、主ガス平均温度と翼表面との平均熱伝達を仮定し、翼表面温度が翼材許容温度（今回は 800℃ と仮定）に等しい場合に生じる流路内の温度勾配を使用して計算を行なった。
摩擦損失係数	3. 水蒸発時 $\alpha = 10^4 \text{ W/m}^2\text{K}$ とおいた。 1. SFT $f = \frac{0.304}{(\Gamma_s X')^{1/2} \left(\frac{Re}{\Gamma_s^2 X'^2}\right)^{1/6}} \left[1 + \frac{0.107}{\left(\frac{Re}{\Gamma_s X'^2}\right)^{1/5}}\right]$ 2. CFT $f = 1.0696 \left(\frac{Re}{\Gamma_c^2}\right)^{1/20} \left[1 + \frac{0.07}{\left(\frac{Re}{\Gamma_c^2}\right)^{1/6}}\right] \times 0.316 Re^{-1/4}$	} 記号等に関しては熱伝達率の欄参照。

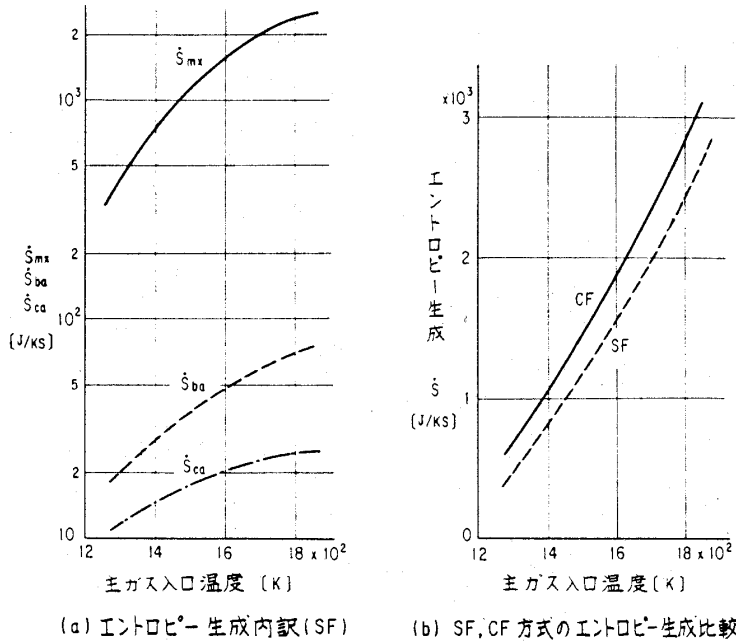


図5 エントロピー生成計算例(空冷)

の入口平均温度が横軸にとってあり、200℃の温度上昇は $\dot{S}$ を2倍近く増大させる。なお冷却流路内の流動損失による成分などはさらに小さいので図に示していない。また冷却流量はCFの方が多いため $\dot{S}$ も図5(b)に示すごとくCFの方が大きい。このような状況は蒸気冷却の場合でも同じであり、また蒸気浸出冷却の場合にも水の蒸発温度は場所によらずほぼ一定に保たれるので、冷却流路一本

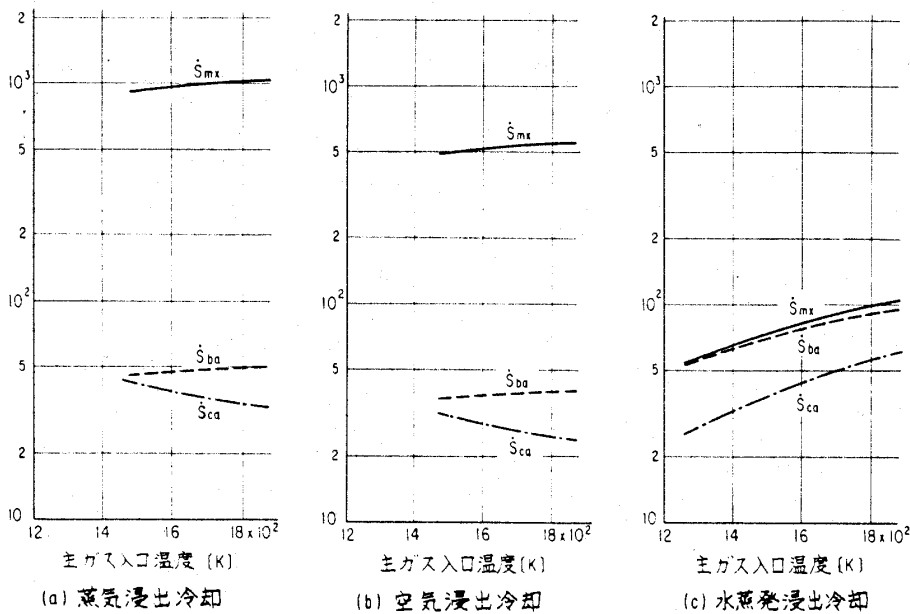


図6 エントロピー生成の内訳(SFT); [J/Ks]

当りの所要流量は両方式で殆んど変わらない。但し実際には冷却流体の流入分布を一様とするのではなく、各方式で冷却流量の総和が最小となるような適正流量配分を考えたいので比較する必要がある。さらにCFの場合、翼前縁の冷却に翼面構造内側からの衝突噴流冷却を利用するなど、熱伝達率にも分布を与えたいので比較するのが妥当であろう。このような最適状況を想定した場合の比較については別報で行なうことにし、以下の計算例ではSFT方式の流路構造で、異なる冷却流体を用いた場合の $\dot{S}$ の比較を行なう。

図6は各種冷却方式におけるエントロピー生成の内訳を主ガス入口平均温度に対して示したものである。翼構造の寸法と許容温度は表1と同じ値、主ガスの流量が入口で2.6 kg/s の場合

である。但し冷却流の入口温度は200℃とした。 $\bar{T}_{00i} = 1400^\circ\text{C}$  の場合の翼面温度分布を図7に示す。また図7には各種冷却方式についてそれぞれ冷却流の総流量 $G_c$ と、このうち翼面の開孔から浸出した流量 $G_s$ を示してある。 $G_c - G_s$ が翼端から放出される流量である。 $G_s$ は翼面上の開孔密度が十分に大きく、従って翼面上で一様に浸出するものとして計算した。浸出と流路内面の熱

伝達を併用して $G_s$ が最も少ない場合の結果を示してある。空気に比べ蒸気の方が伝熱性能が良いため $G_c$ の値は小さくて済むが、しかし蒸気のエントルピーが大きいため混合によるエントロピー生成は図6に示すごとく蒸気の方が大きくなってしまう。

蒸気冷却と空気冷却のエントロピー生成が混合により生ずる成分に支配されるのに比べ、流路内で水を蒸発させて全量を浸出させた(図7におい



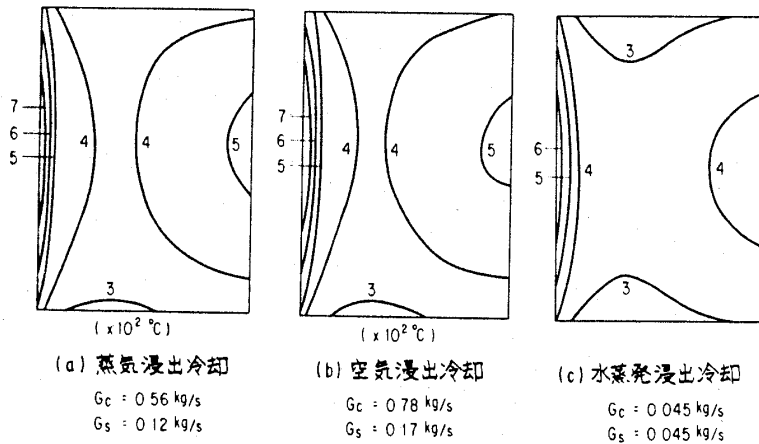


図7 SFT方式翼面温度分布計算例  
( $T_{Go1} = 1400\text{℃}$ ,  $\bar{T}_{C1} = 200\text{℃}$ )

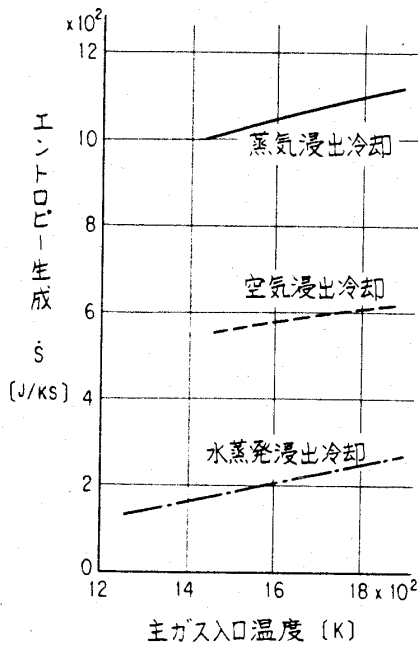


図8 各種冷却法でのエントロピー生成の比較 (SFT)

て  $G_c = G_s$  ) 場合には、混合のエントロピー生成は約  $1/10$  に小さくなり翼表面の熱伝達による生成  $\dot{S}_{ba}$ 、冷却流路内の熱伝達による生成  $\dot{S}_{ca}$  と同じオーダーになる。これは水の潜熱の利用が熱力学的見地から見ても効果的であることを示唆するものである。

図6(b)と図5(a)を比較すると、空冷の場合であるが浸出冷却の効果を知ることが出来る。図6(b)の場合では主ガス温度と冷却空気温度の差が大きいにも拘わらず、 $\dot{S}_{mx}$  は小さくなっている。これは冷却空気の入口温度が低いために冷却空気量が減っ

ていることにもよるが、この減少は、 $0.9\text{ kg/s}$  から  $0.78\text{ kg/s}$  へと僅かであり、 $\dot{S}_{mx}$  の減少は主として浸出冷却の効果から得られている。さらに図6の場合には  $\dot{S}$  の各成分の主ガス温度への依存の度合いが小さい。 $\dot{S}_{ca}$  は主ガス温度の上昇と共にむしろ減少している。これは主ガス温度の上昇と共に浸出所要量が增大し、冷却流路を貫流する流量が減るためである。この事情は前述したとおり、冷却総流量  $G_c$  を必要最小限にすると言う条件から生じている。

図8には図6の各成分を合計したエントロピー生成を示した。水蒸発浸出冷却の優れた性能がエントロピー生成の尺度のうえで定量的に示されている。これらの計算例では、流路入口の全エンタルピーの値(主ガスのエンタルピーと冷却流体のエンタルピーの和)は10%程度異なっているに過ぎない(式(4)の前提条件参照)。

高温タービンの水冷却動翼は、最近米国のEPRIならびにDOEの支援のもとにGE社で研究開発が進められている(15)。但しこの場合は石炭燃料を考えており、浸出冷却にすると目詰まりの可能性があることから貫流流路構造を採用している。浸出冷却を行わない場合のエントロピー生成の値は、本計算例の値の約20%増になる。きれいな燃料を使う場合には、水蒸発浸出冷却は有力な冷却法である。

5. 結 言

タービン翼冷却方式の評価の尺度として「エントロピー生成」を導入した。高温タービン用動翼の冷却流路構造として、翼表面近くに密に配置した細い冷却流路と、これら流路内部と主ガス流路とを連結する多数の開孔とから成る構造を考えた。空気、水蒸気を冷却流体とした場合と、水を流路内で蒸発させ、発生した蒸気を開孔から浸出させる場合について、実際の主ガス温度分布などを想定したうえでエンタルピーバランスの解析を行ない、エントロピー生成を計算した。本文中でも述べた通り、各種冷却方式の比較はそれぞれの方式の冷却流量分布などを最適化したうえで行なうべきであるが、空冷あるいは蒸気冷却と水蒸発冷却におけるエントロピー生成の違いは、最適化によ

っては縮まらないほど大きいと考えられる。水蒸気浸出冷却の優れた性能は本計算例で示されたが、この方式を実用化するためには多数の研究課題がある。筆者らは現在基礎研究を進めているので、逐次報告を行なってゆきたい。

## 6. 記号

$A_{ba}$	翼表面積( $m^2$ )
$A_{c,j}$	$j$ 番目の冷却流路の伝熱面積( $m^2$ )
$b$	翼間距離 (m)
$C_E$	混合ガス速度 ( $m/s$ )
$f_j$	流動損失係数
$G$	主ガス流量 ( $kg/s$ )
$G_C$	冷却空気量 ( $kg/s$ )
$G_S$	浸出流量 ( $kg/s$ )
$h_c$	冷却流体エンタルピー ( $J/g$ )
$h_{ce}$	放出される冷却流体のエンタルピー ( $J/g$ )
$h_{cs}$	浸出冷却流体のエンタルピー ( $J/g$ )
$h_E$	混合ガスのエンタルピー ( $J/g$ )
$h_{Er}$	可逆タービン出口エンタルピー ( $J/g$ )
$h_{Oc}$	冷却流体入口の全エンタルピー ( $J/g$ )
$h_{oi}$	主ガス入口の全エンタルピー ( $J/g$ )
$k$	比熱比
$l_{c,j}$	冷却流路長さ(m)
$l_{p,j}$	冷却流路断面周囲長さ(m)
$M$	マッハ数
$\dot{M}$	主ガスの質量流量 ( $g/s$ )
$\dot{M}_e$	翼端から放出される貫流冷却流量 ( $g/s$ )
$\dot{m}$	冷却流体の質量流量 ( $g/s$ )
$\dot{m}_C$	主ガス冷却流体質量流速 ( $g/m^2s$ )
$\dot{m}_{C,j}$	冷却流体質量流速 ( $g/m^2s$ )
$\dot{m}_G$	主ガス質量流速 ( $g/m^2s$ )
$\dot{m}_S$	浸出流速 ( $g/m^2s$ )
$N_C$	冷却流路の数
$P_E$	出口圧力 ( $g/m^2s$ )
$r$	回復係数
$r_0$	翼根元回転半径(m)
$\dot{S}$	エントロピー生成 ( $J/ks$ )
$\dot{S}_b$	動翼での全エントロピー生成 ( $J/ks$ )
$\dot{S}_{ba}$	翼材内部の熱伝導によるエントロピー生成 ( $J/ks$ )
$\dot{S}_{ba}$	主ガスから翼面への熱伝達によるエントロピー生成 ( $J/ks$ )
$\dot{S}_{cf}$	冷却流路内の摩擦損失によるエントロピー生成 ( $J/ks$ )

$\dot{S}_{ca}$	翼材から冷却流体への熱伝達によるエントロピー生成 ( $J/ks$ )
$\dot{S}_{mx}$	冷却流体と主ガスとの混合によるエントロピー生成 ( $J/ks$ )
$T$	翼材内部温度(k)
$t$	冷却流路断面の一辺(m)
$T$	} 冷却流体温度(k)
$T_{c,j}$	
$T_{c,j}$	冷却流路長さ $l_{c,j}$ 間の流体平均温度(k)
$T_{ce}$	翼端における冷却流体の温度(k)
$T_{cs}$	浸出冷却する流体の温度(k)
$T_E$	出口温度(k)
$T_{Go}$	主ガス全温度(k)
$T_{Go_e}$	冷却流路出口における主ガス全温度(k)
$T_{Go_i}$	翼前縁ガス温度(k)
$T_{Gw}$	断熱壁温度(k)
$T_w$	翼表面温度(k)
$T_{wc,j}$	冷却流路壁温度(k)
$T_{wmax}$	翼表面温度最高値(k)
$V_b$	翼材容積( $m^3$ )
$v_{c,j}$	冷却流体速度 ( $m/s$ )
$W$	タービンがなす仕事 ( $J/s$ )
$W_r$	可逆タービンがなす仕事 ( $J/s$ )
$x_j$	座標
$\alpha^*$	$= (1/\alpha_{ba} + 1/\alpha_c)^{-1}$ ( $W/m^2k$ )
$\alpha_{ba}$	翼表面熱伝達率 ( $W/m^2k$ )
$\alpha_c$	} 冷却流路熱伝達率 ( $W/m^2k$ )
$\alpha_{c,j}$	
$r$	$= \{ 1 + \frac{1}{2} r (k-1) M^2 \} / \{ 1 + \frac{1}{2} (k-1) M^2 \}$
$\dot{S}_{mxe}$	翼端から放出される貫流冷却流量 ( $\dot{M}_e$ ) と主ガスとの混合によるエントロピー生成 ( $J/ks$ )
$\lambda$	翼材熱伝導率 ( $W/mk$ )
$\Omega$	回転角速度 ( $rad/s$ )

## 文献

- (1) Mitchell, R.W.S. & Ogale, V.A., ASME Paper No 67-WA/GT-9 (1967).
- (2) Brown, T.W.F., Proc. of Inst. Mech. Engrs., 168 (1954), 19.
- (3) Hawthorne, W.R., Trans. ASME, 78 (1956), 1765.

- (4) Hawthorne, W. R., Trans. ASME, 78 (1956), 1781.
- (5) Rohsenow, W. M., Trans. ASME, 78 (1956), 1787.
- (6) Burke, J. C. ほか2名, Trans. ASME, 78(1956), 1795.
- (7) May, H., ASME Paper No. 63-WA-78 (1963).
- (8) Ogale, V. A. & Jaspers, B. W., 文献(1) 参照.
- (9) Glansdorff, P. & Prigogine, I., Physica, 30(1964), 351.
- (10) Bejan, A., Trans. ASME, 99(1977), 374.
- (11) Willmont, A. J., Heat Exchangers (1974), 223. Mc Graw-Hill
- (12) Prechter, H. ほか2名, AGARD Conf. Proc. No. 73(1971).
- (13) 森ほか2名, 機論 36-286 (昭45), 982.
- (14) Nakayama, W., Int. J. Heat Mass Transfer, 11(1968), 1185.
- (15) Leibowitz, H. M., American Power Conf. April 18~20(1977), Chicago.

## 7. 付録

翼間流路において主流方向と直角な方向には温度と速度の変化が無視し得るものとする。負荷時の状態でも適用出来るような一般式の導出も可能であるが、煩雑になるのでここには示さない。

まず主ガス流路(幅**b**)の微小体積要素( $b \times dx \times dy$ )についてエンタルピーバランスの式をたてると、

$$2 \alpha_{ba} (\gamma T_{G0} - T_w) - 2 \dot{m}_s h_c = -b C_p \frac{\partial}{\partial x} (\dot{m}_G T_{G0}) \quad (\text{付1})$$

$\gamma T_{G0}$  は断熱壁温である。

次に冷却流路の微小体積要素( $t \times dx \times dy$ )についてエンタルピーバランスの式をたてると

$$\partial_c (T_w - T_c) - \dot{m}_c h_c = t \frac{\partial}{\partial y} (\dot{m}_c h_c) - t (r_0 + y) \Omega^2 \dot{m}_c \quad (\text{付2})$$

主流路と冷却流路間のエンタルピーの受け渡しを考え

$$\alpha_{ba} (\gamma T_{G0} - T_w) = \alpha_c (T_w - T_c) \quad (\text{付3})$$

式(付3)を変形すると次の2式が得られる。

$$\gamma T_{G0} - T_w = \frac{\alpha_c}{\alpha_{ba} + \alpha_c} (\gamma T_{G0} - T_c) \quad (\text{付4})$$

$$T_w - T_c = \frac{\alpha_{ba}}{\alpha_{ba} + \alpha_c} (\gamma T_{G0} - T_c) \quad (\text{付5})$$

式(付4)(付5)を式(付1), (付2)にそれぞれ代入すると、

$$2 \alpha^* (\gamma T_{G0} - T_c) - 2 \dot{m}_s h_c = -b C_p \frac{\partial}{\partial x} (\dot{m}_G T_{G0}) \quad (\text{付6})$$

$$\alpha^* (\gamma T_{G0} - T_c) - \dot{m}_s h_c = t \frac{\partial}{\partial y} (\dot{m}_c h_c) - t (r_0 + y) \Omega^2 \dot{m}_c \quad (\text{付7})$$

式(付7)の両辺に2を乗じ、式(付6)と辺々相減すると

$$-b C_p \frac{\partial}{\partial x} (\dot{m}_G T_{G0}) = 2 t \frac{\partial}{\partial y} (\dot{m}_c h_c) - 2 t (r_0 + y) \Omega^2 \dot{m}_c \quad (\text{付8})$$

一方式(付7)から

$$\gamma T_{G0} = T_c + \alpha^* \left\{ \dot{m}_s h_c + t \frac{\partial}{\partial y} (\dot{m}_c h_c) - t (r_0 + y) \Omega^2 \dot{m}_c \right\} \quad (\text{付9})$$

式(付9)を式(付8)に代入し、整理すると本文中の式(12)を得る。

# ●●● 研究所だより ●●●

## 東北大学高速力学研究所の紹介

東北大学高速力学研究所 伊藤 英 覚

### 1. 沿革

東北大学高速力学研究所は、工学部機械工学科水力実験室における沼知福三郎教授（現在名誉教授）および同教授の指導による研究成果の蓄積を基礎として、昭和18年10月に「高速力学に関する学理およびその応用の研究」を目的として設置された。当初は2部門をもって設立されたが、終戦後の昭和21年には5部門となり、昭和30年代以後逐次研究部門の増設を見て、現在では流体工学関係7部門、熱工学関係2部門、弾性学関係1部門、自動制御関係1部門の計11部門を擁する研究所に整備拡充された。また付属工場のほか、特殊実験室として高速キャビテーションタンネル実験室、工業化実験室、寸度効果実験室、水



写真1 高速力学研究所1号館

力実験室、高速流実験室の5実験室がある。さらに昭和54年度には、低乱熱伝達風洞および同実験室建物を母体として、附属気流計測研究施設が設置された。

（昭和55年2月29日原稿受付）

大学院教育においては、本研究所の各研究部門は工学研究科の基礎部門として、機械工学専攻または機械工学第二専攻に所属し、本研究所教官のほとんどすべてが工学研究科担当教官として、上記各専攻における授業および研究指導を担当している。また、研究生および各種の研究員の制度がある。現在大学院工学研究科前期課程学生19名、後期課程学生6名、工学部学生16名、内地研修員3名、受託研究員2名、研究生1名が研究に励んでいる。

本研究所における研究内容は、流体工学・熱工学・弾性学・自動制御学など機械工学の各分野にわたっている。それぞれが基礎的研究から応用的研究に至るまで幅広く実施されており、創意ある数多くの業績は機械工学の発展に多大の貢献をしている。なお、本研究所における研究成果は、内外の学術雑誌をはじめ、「東北大学高速力学研究所報告」および「The Reports of the Institute of High Speed Mechanics, Tohoku University」に多数発表されている。

### 2. ガスタービン関係の研究

本研究所で実施されたガスタービンに関連する研究には、第二次世界大戦中の海軍航空技術廠におけるジェットエンジン「ネ20」の試作に関連して行われた、「ジェット・エンジン性能の理論的研究<sup>(1)</sup>」がある。戦後のものには「注水ガスタービンの性能に関する一考察<sup>(2)</sup>」ほか、「翼列に関する研究」は本研究所が強力に推進した研究の一つであって、翼列に配置された任意形状翼形の特長、および与えられた圧力分布を呈する翼形の算出法に関し、多数の理論が展開された。また翼

列をよぎるせん断流れに関する解析も行われた。ちなみに現在までに速研報告に掲載された翼列に関する理論的・実験的研究は総計約30篇(キャビテーション関係は除く)に達している。

3. 主な研究装置

現在使用中の主な研究装置を表1に示す。表には高価な計測装置も含まれているが、各研究者の創意・工夫によるものが大部分である。なお最近設備された低乱熱伝達風洞<sup>(3)</sup>は単路回流型で、測定部は密閉・開放両型式に交換可能であり、密閉型測定部は長さ3.5m、対辺距離1m正八角形断面で、風速5~70m/s、乱れ強さ0.02%である。

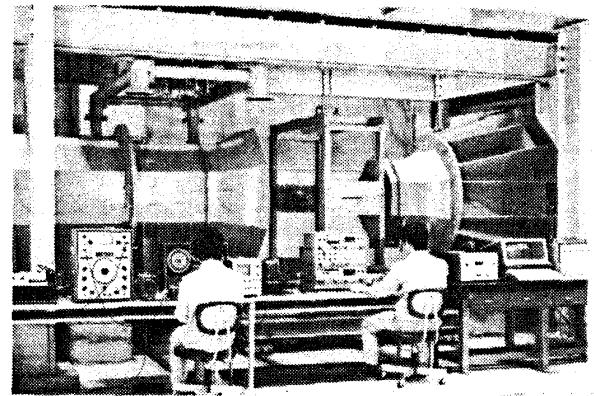


写真2 低乱熱伝達風洞測定部 (開放型とした場合)

表 1 研 究 装 置

所 属	設 備 の 名 称	数	内 容 説 明
キャビテーション研究部門	第2キャビテーション・タンネル	1式	単独翼型のキャビテーション性能の測定などに使用する装置
”	翼列キャビテーション・タンネル	1 ”	翼列のキャビテーション性能などを測定する装置
”	高速キャビテーション・タンネル	1 ”	高圧・高速における翼列のキャビテーション性能などを測定する装置
”	寸度効果実験用廻流水槽	1 ”	翼型等に発生するキャビテーションと寸度効果の実験装置
”	偏流翼列測定装置	1 ”	偏流翼列の性能実験装置
”	中型高速軸流ポンプ実験装置	1 ”	中型高速軸流ポンプの性能を測定する装置
”	斜流ポンプ実験装置	1 ”	斜流ポンプ特にその羽根車に関する実験装置
”	軸流風洞	1 ”	送風機翼素の翼列性能測定用の実験装置
熱混相流研究部門	熱混相流実験装置	1 ”	液滴ないし固体粒子を空気流に懸濁せしめ熱伝達の実験を行なう装置
高速ポンプ研究部門	管内流れ実験装置	1 ”	曲り管, ベンド, 分岐合流管など各種管内流れを研究する実験装置
”	回転管実験装置	1 ”	回転する直管および曲管内の流れを研究する実験装置
”	回転円板実験装置	1 ”	回転円板の摩擦抵抗などを研究する実験装置
送風機・圧縮機研究部門	小型超音速風洞	1 ”	超音速流における物体の空力特性実験装置
”	衝撃波管実験装置	1 ”	衝撃波伝播および高温気流に関する実験装置
”	二重露光ホログラフィー干渉計	1 ”	透過型ホログラフィー, 主として衝

所 属	設 備 の 名 称	数	内 容 説 明
弾性振動学研究部門	万能試験機	1式	撃波の観察に使用 金属の材料試験装置
"	熱弾性実験装置	1 "	高温における材料の実験に関する装置
"	振り試験機	1台	金属材料の振り試験装置
"	動電型振動台	1式	各種振動計の較正用
"	伊東式振動試験機	1台	低速度における振動実験装置
"	振動実験及測定装置	1式	各種振動の実験および測定に使用する装置
"	一様磁場発生装置	1 "	磁気弾性座屈に関する実験装置
高速水車研究部門	キャビテーション基礎実験装置	1 "	ノズルによってキャビテーションの発生機構を研究する実験装置
"	第2キャビテーション基礎実験装置	1 "	拡大管におけるキャビテーションの発生機構を研究する実験装置
"	液中放電気泡実験装置	1 "	液中放電生成気泡の挙動を観測する装置
"	イメ・コン超高速撮影装置	1 "	駒取速度 $10^6$ 駒/秒およびストリーク速度 $10^{-8}$ 秒/mm
熱流力学研究部門	赤外分光光度計	1台	物質の吸収・反射スペクトルを測定する装置
流体制御研究部門	高圧油圧制御機器実験装置	1式	油圧流体制御素子ならびに機器の性能測定に使用する装置
"	流体制御研究用空気源装置	1 "	空気圧流体制御素子ならびに機器の性能測定に使用する装置
超高速液流研究部門	スーパーキャビテーション・タンネル	1 "	超高速スーパーキャビテーションの状態における翼形の性能を測定する装置
"	極超高速回流実験装置	1 "	数百米毎秒の超高速液流中の翼列翼形の性能を求めるもの
高速電磁流研究部門	高速MHD流実験装置	1 "	電磁場下での導電性流体の高速流れを研究する装置
"	磁性流体実験装置	1 "	非一様磁場下での磁性流体の流れを研究する装置
界面流動研究部門	液体スロッシング発生装置	1 "	水平および垂直振動する液体の挙動を研究する装置
"	気液二相旋回流発生装置	1 "	気液二相旋回流の流動機構を研究する装置
気流計測研究施設	低乱流伝達風洞	1 "	低乱流より高乱流に至る間の乱流機構研究に使用する装置
"	検定風洞	1 "	空気力学実験の検定のために使用する装置
"	風洞天秤	1 "	ゲッチングン形, 6分力
"	データ処理装置	1 "	リアルタイム信号解析システム

#### 4. 主な研究事項

科学技術の発展と社会環境の変化に伴い、本研究所における研究対象も多様化へと進みつつある。以下、各研究部門の現在の主な研究事項を示す。これらはガスタービンと直接の関係がないものが多いが、大学における研究が基礎的研究である以上、長い目で見た場合にはどのような研究がいつどこで役に立つかは全く予断を許さぬので、本研究所の研究内容をお知らせする意味で、各教官から提示された事項をすべて掲げてある。

##### ○キャビテーション研究部門

教授 村井 等

- 弾性変形する翼形の水力弾性学的特性
- 翼形および翼列のキャビテーションおよびスパー・キャビテーション性能と速度依存性
- セイルウィングの断面特性と風車への応用
- キャビテーション損傷の機構と寸法効果およびノイズとの相関

##### ○熱混相流研究部門

教授 相原利男

- 水-空気系噴霧気流による伝熱促進の研究
- 液体微粒化に関する研究
- 固気混相流の流動と熱伝達に関する研究
- 混相流による太陽エネルギーの蓄熱に関する研究

##### ○高速ポンプ研究部門

教授 伊藤英覚

- 曲り管、分岐合流管、回転直管、回転曲管など各種管内流れに関する研究
- 入口ノズル、バンド流量計など各種流量計に関する研究
- 回転円板など各種回転体まわりの流れに関する研究

助教授 南部健一

- 超音速ノズル流の分子気体力学的研究
- 超音速噴流の分子気体力学的研究
- 混合気体流の分子気体力学的研究

##### ○送風機・圧縮機研究部門

教授 本田 睦

- 衝撃波と境界層との干渉に関する研究
- 衝撃波管内の流れに関する研究

助教授 高山和喜

- 非平衡電離アルゴン気流に関する研究

- 衝撃波回折と安定に関する研究
- 液体中を伝播する衝撃波の挙動に関する研究

##### ○弾性振動学研究部門

教授 八巻 昇

- 円筒殻の座屈後の挙動に関する研究
- 板の非線形曲げ振動に関する研究
- 板及び円筒殻の動的安定性に関する研究

助教授 谷 順二

- 板及び円筒殻の流力弾性不安定に関する研究
- 円錐殻の静的及び動的安定性に関する研究
- 円環板の動的安定性に関する研究

##### ○高速水車研究部門

教授 島 章

- キャビテーション気泡が発する衝撃圧と損傷機構に関する研究
- 特殊液体中の気泡の挙動に関する研究

講師 酒井 洪

- 切削加工と被削性に関する研究
- ベローズの強度と疲労に関する研究
- 軸流機械の羽根及び流体計測機器の試作的研究

##### ○熱流力学研究部門

教授 小林陵二

- 境界層の遷移に関する研究
- 乱流壁面噴流に関する研究

助教授 増田英俊

- 壁面からの対流とふく射による共存伝熱
- 固体壁面間のふく射伝熱
- 指向ふく射伝熱面に関する研究
- 密閉空間内の自由対流熱伝達に関する研究

##### ○流体制御研究部門

教授 畑中 浩

- 純流体素子の動特性並びにその測定法に関する研究
- 流体圧管路の動特性に関する研究
- 圧力測定孔の動特性に関する研究
- 管内非定常流の測定に関する研究

助教授 猪岡 光

- 低次モデル近似による大規模制御系の設計
- 手動制御におけるオペレータ特性のオンライン同定と制御系設計への応用
- 縦軸型風車の性能測定

## ○超高速液流研究部門

教授 大場利三郎

- スーパキャビテーション流れの研究
- 超高速液流の挙動に関する実験的研究

## ○高速電磁流研究部門

教授 神山新一

- 高速電磁液流に関する研究
- MHD二相流に関する研究
- 磁性流体の管内流れに関する研究
- 電磁場下でのキャビテーション損傷に関する研究

講師 庵原昭夫

- 気泡流中における超音波音速並びに音圧の減衰に関する研究
- せん断流れ中における気泡の挙動に関する研究

## ○界面流動研究部門

教授 橋本弘之

- 旋回流のキャビテーションに関する研究

- ボルテックスブレイクダウン現象に関する研究
- 気液二相旋回流における界面流動に関する研究
- 液体スロッシングに関する研究

終りに、本稿は主として本研究所各教官から提示された内容を取りまとめたものであって、取材に協力された各位に謝意を表する次第である。

## 文 献

- (1) 沼知：東北大学速研報告，9-84(昭28-3)，53より沼知・村井：同上，9-90(昭28-3)，175まで。
- (2) 坪内：東北大学速研報告，4-31(昭26-3)，1；4-32(昭26-3)，45。
- (3) 伊藤・ほか13名：東北大学速研報告，44-395(昭55)，予定。





## 第25回国際ガスタービン会議 (ニューオーリンズ)に参加して

### I ユーザ・セッションから(航空用を除く)

高効率ガスタービン技術研究組合 樗木 康夫

ユーザ・セッションはユーザ向けのセッションで航空用を除いて計29、内パネル討論7セッションである。表1に示すように発表された論文70編、口頭発表15件で全体の約1/3である。なかでも発表件数が多いのは

**Combustion & Fuels**  
**Coal Utilization**  
**Pipeline & Application**

の関係で、半数以上を占める。国別では米国からの発表が圧倒的に多く、英国がこれに次いでいる。

石炭の利用に関する研究開発は、米国では国策としてDOEが中心となって進められており、この関係の発表は Coal

Utilization の他 Combustion & Fuels, Closed Cycleのセッションで行われた。石炭のガス化に関連したガスタービンは、DOEのプログラムにしたがって開発が進められている。現在Phase IIとしてTechnical Testing and Test Support Studies が行われており、将来1985年までにPhase IIIとして実機 Testが完了する予定となっ

(昭和55年5月12日原稿受付)

表1 ユーザ・セッション発表件数

	PANEL	PAPER							TOTAL
		USA	UK	WG	FR	SWI	GAN	SWE	
Closed Cycle	1	5		(1)	1	1			7(1)
Coal Utilization	1	8(2)	1		1				10(2)
Combustion & Fuels	1	23	1(1)			(1)		1	25(2)
Controls		(2)	2						2(2)
Education		2(2)							2(2)
Electric Utilities	2	3	2						5
Marine		3(2)	3				1		7(2)
Pipeline & Application	1	8(4)	1				1		10(4)
Process Industries		2							2
Struct res & Dynamics	1								
	7	54(12)	10(1)	(1)	2	1(1)	2	1	70(15)

(1) AIRCRAFT COMMITTEEのSESSIONで発表されたPAPERを除く。

(2) ( )はORAL PRESENTATIONで外数。

ている。この関係でGE社からは73 MW水冷却ガスタービンの発表が行われ、翼冷却に関する最近の試験結果ならびに Sectoral Combustor と称する扇形断面で尾筒のつかない燃焼器に関する研究結果などが報告された。またカーチス・ライト社からはトランスピレーション空冷翼に関して、人為的に Aluminum oxide やフライアッシュを混入して石炭ガス化ガスを燃料とした燃焼ガスをシミュレートし、目づまりによる冷却空気の減少効

果に対する試験結果が報告された。これによると50時間で冷却空気の減少は最高レベルに達し、その後はほぼ飽和するとのことである。

新しいモデル開発に関する論文はここ数年減少傾向にある。GE社からMS 6001 (37 MW)の運転ならびに試験に関する論文が提出され、工場におけるEngineering testの詳細が発表された<sup>3)</sup>。またDresser社から機械駆動用の29,000 HP航空運用形ガスタービンのPower turbineに関する発表が行われた<sup>4)</sup>。全く新しい機種としてトマッセン社から10,000 HPの機械駆動用の2軸ガスタービンに関して発表があった<sup>5)</sup>。本論文によると、このガスタービンは再生・中間冷却サイクルが採用され、圧縮機は遠心式2段で間に中間冷却器を設置し、燃焼器はアニューラ形で高圧タービンは軸流1段、低圧タービンは軸流2段で構成される。高圧タービン入口ガス温度は2,042 Fで、熱効率44%との事である。なお、プロトタイプは1982年に運転が予定されている。

最近のエネルギー事情から各種の新しいエネルギーの開発が活発に行われているが、Solar社から木材を燃料とした外燃式ガスタービンの発表があった<sup>6)</sup>。タービンからの排気を燃焼用空気として用い、燃焼ガスは熱交換器で圧縮機出口空気と熱交換を

行い、蒸気サイクルで熱回収を行う方式で、燃料の木材としてはオガクズやカンナクズなどが考えられている。

クローズド・サイクルについては太陽熱利用、原子力(HTGR)利用ならびに石炭利用などの面で研究が進められている。太陽熱利用のクローズド・サイクルのガスタービンについて、太陽熱のレシーバーを除くタービン側の開発計画がUTC社から発表された<sup>7)</sup>。これによると、現有の例えばFT-50ガスタービンをベースにして、再生式クローズド・サイクルのガスタービンを開発するに要する期間は8年間で、費用は107,210,000 \$ (240円/\$として約260億円)となっている。

ユーザ・セッションのなかから数編の論文を選び、その概要を紹介した。この選定は筆者の興味が基準となっており、必ずしもユーザ・セッション全体の傾向を示すものではないが、何等かの参考になれば幸である。

## 文 献

- |              |              |
|--------------|--------------|
| 1) 80-GT-112 | 5) 80-GT-157 |
| 2) 80-GT-188 | 6) 80-GT-182 |
| 3) 80-GT-85  | 7) 80-GT-26  |
| 4) 80-GT-152 |              |

## II 自動車用ガスタービンについて

日産自動車(株)中央研究所 藤川 泰雄

### 1. 全般的印象

今回のガスタービン国際会議はセッション数、展示会とも最大規模のものであった。その中で自動車用ガスタービンに関してはVEHICULAR SESSIONは4つで少ないように思われるが、DOE/NASAのスポンサーで昨年末から開始されたAUTOMOTIVE ADVANCED GAS TURBINE PROGRAMがセラミックガスタービンを指向していることを考えればCERAMIC SESSIONを加えて合計8セッションとなる。

VEHICULARの4セッションは概して参加者が少なかったように思う。CERAMIC関係は参加者も多く、またディスカッションも活発であっ

た。SAE大会とDOE会議の間に開催されたという時期的な事情にもあるかとも思うが、論文数などもう一步の感があったが、このことから自動車用ガスタービンが低調傾向にあるというのでは決してなく、メタルからセラミックへの移行期のためということではないかと思う。

以下に各セッションの概要について述べる。

### 2. セッション概要

#### 2.1 SESSION 12 DEVELOPMENT OF CERAMIC GAS TURBINES

GM, FORD, CARBORUNDUM, AIRESEARCHから論文発表があり、その中でCARBORUNDUMは以前から開発を進めているシリコンカーバイド

果に対する試験結果が報告された。これによると50時間で冷却空気の減少は最高レベルに達し、その後はほぼ飽和するとのことである。

新しいモデル開発に関する論文はここ数年減少傾向にある。GE社からMS 6001 (37 MW)の運転ならびに試験に関する論文が提出され、工場におけるEngineering testの詳細が発表された<sup>3)</sup>。またDresser社から機械駆動用の29,000 HP航空運用形ガスタービンのPower turbineに関する発表が行われた<sup>4)</sup>。全く新しい機種としてトマッセン社から10,000 HPの機械駆動用の2軸ガスタービンに関して発表があった<sup>5)</sup>。本論文によると、このガスタービンは再生・中間冷却サイクルが採用され、圧縮機は遠心式2段で間に中間冷却器を設置し、燃焼器はアニューラ形で高圧タービンは軸流1段、低圧タービンは軸流2段で構成される。高圧タービン入口ガス温度は2,042 Fで、熱効率44%との事である。なお、プロトタイプは1982年に運転が予定されている。

最近のエネルギー事情から各種の新しいエネルギーの開発が活発に行われているが、Solar社から木材を燃料とした外燃式ガスタービンの発表があった<sup>6)</sup>。タービンからの排気を燃焼用空気として用い、燃焼ガスは熱交換器で圧縮機出口空気と熱交換を

行い、蒸気サイクルで熱回収を行う方式で、燃料の木材としてはオガクズやカンナクズなどが考えられている。

クローズド・サイクルについては太陽熱利用、原子力(HTGR)利用ならびに石炭利用などの面で研究が進められている。太陽熱利用のクローズド・サイクルのガスタービンについて、太陽熱のレシーバーを除くタービン側の開発計画がUTC社から発表された<sup>7)</sup>。これによると、現有の例えばFT-50ガスタービンをベースにして、再生式クローズド・サイクルのガスタービンを開発するに要する期間は8年間で、費用は107,210,000 \$ (240円/\$として約260億円)となっている。

ユーザ・セッションのなかから数編の論文を選び、その概要を紹介した。この選定は筆者の興味が基準となっており、必ずしもユーザ・セッション全体の傾向を示すものではないが、何等かの参考になれば幸である。

## 文 献

- |              |              |
|--------------|--------------|
| 1) 80-GT-112 | 5) 80-GT-157 |
| 2) 80-GT-188 | 6) 80-GT-182 |
| 3) 80-GT-85  | 7) 80-GT-26  |
| 4) 80-GT-152 |              |

## II 自動車用ガスタービンについて

日産自動車(株)中央研究所 藤川 泰雄

### 1. 全般的印象

今回のガスタービン国際会議はセッション数、展示会とも最大規模のものであった。その中で自動車用ガスタービンに関してはVEHICULAR SESSIONは4つで少ないように思われるが、DOE/NASAのスポンサーで昨年末から開始されたAUTOMOTIVE ADVANCED GAS TURBINE PROGRAMがセラミックガスタービンを指向していることを考えればCERAMIC SESSIONを加えて合計8セッションとなる。

VEHICULARの4セッションは概して参加者が少なかったように思う。CERAMIC関係は参加者も多く、またディスカッションも活発であっ

た。SAE大会とDOE会議の間に開催されたという時期的な事情にもあるかとも思うが、論文数などもう一步の感があったが、このことから自動車用ガスタービンが低調傾向にあるというのでは決してなく、メタルからセラミックへの移行期のためということではないかと思う。

以下に各セッションの概要について述べる。

### 2. セッション概要

#### 2.1 SESSION 12 DEVELOPMENT OF CERAMIC GAS TURBINES

GM, FORD, CARBORUNDUM, AIRESEARCHから論文発表があり、その中でCARBORUNDUMは以前から開発を進めているシリコンカーバイド

(SiC)の4つの製法について、それぞれの特徴などの説明をおこなった。

また、FORDはDUO-DENSITYセラミックロータのホットスピントストに関して、そのテストスケジュールおよびテスト結果の発表をおこなった。それによれば9つのテストロータのうち1つのみ、計画定格回転数64240rpmのテストに成功し(運転時間1時間45分)、残りはバーストした。FORDのガスタービン開発担当者談で、6年間の開発経験を持っているが、セラミックロータは難しいとの発言が印象的であった。

## 2.2 SESSION 42 ADVANCED GAS TURBINE COMPONENTS

当社の2軸式ガスタービン発電装置の開発とPRATT & WHITNEYの鍛造タービンロータに関する発表があった。JPLのDUAL FLOW GT ENGINEはGMの了解が取れず、発表、ペーパーともキャンセルした。

## 2.3 SESSION 55, 68 CONTINUOUSLY VARIABLE TRANSMISSIONS FOR SINGLE SHAFT TURBINES I, II

4か国(米、英、仏、伊)から4タイプのCVTの発表があり、中でFORDはAGT101用のVSTC、VRTDに関して発表した。

またBENZは3種のCVR(1. ハイドロスタティック、2. ハイドロスタティック+パワースプリット、3. ハイドロダイナミック+可変ピッチコンバータ)と1軸ガスタービンの組合せによるシミュレーション計算をおこない、その結果として、セミラック化しTITを1350℃まで上げない

と1軸+CVTはだめであると結論していた。

## 2.4 SESSION 79 ADVANCED GAS TURBINE FOR PASSENGER CARS

パネルセッションで、参加はDOE, GM, AIRESEARCH, WILLIAMS RESEARCH, FORD, ミシガン大学。Dr. BALJEの論文発表(ASME GT-117)の後各社から発表、ディスクセッションをおこなった。GM, AIRESEARCHからは各々AGT100(2軸), AGT101(1軸)の開発概要説明, W. RESEARCHはシミュレーション計算をおこない、アイドルおよび低速走行時の各種損失低減が必要であることを強調していた。

## 2.5 SESSION 83 STATUS OF EUROPEAN VEHICULAR GAS TURBINE PROGRAMS

DFVLRから西独のガスタービン計画概要の説明があり、西独でもセラミック開発に力を入れていることがうかがわれた。また、MTUとVWからセラミックロータ(メタルディスク+セラミックブレード)の開発状況の発表があったが、セラミックロータ開発は米国と比較して遅れているように感じた。

## 3. ま と め

セラミックガスタービンに関しては、小形化による空力性能の確保、セラミック材料開発など困難な課題をかかえてはいるが、米国では自動車メーカー、ガスタービンメーカー、材料メーカーなどが共同して、600億円を越える政府出資によって、1985年を目標に開発を開始した。今後、その研究、開発成果が出てくるものと思われる。

## Ⅲ 構造および計測に関連して

石川島播磨重工 青野比良夫

### 1. はじめに

筆者らは本年度のガスタービン会議に構造と計測に関する論文をそれぞれ一編ずつ提出した。構造に関する論文はAircraft CommitteeのSession 82でまた計測に関する論文は回転部の計測法のシンポジウムで発表した。その関係で“構造と計測”の題名を頂戴したと思われる。本年の大きな特徴は最近とくに進歩のめざましい計

測法についてのシンポジウムがFluid Engineering Divisionとの共催で開かれ37編の論文が発表されたことである<sup>(2)</sup>。

### 2. 構造関係

構造に関する論文の発表をまとめると表1に示すようなものであった。とくに目立ったのはRotor Dynamicsの5編の論文のうち3編までがMTIによるものであったことである<sup>(3)</sup>。

(SiC)の4つの製法について、それぞれの特徴などの説明をおこなった。

また、FORDはDUO-DENSITYセラミックロータのホットスピンテストに関して、そのテストスケジュールおよびテスト結果の発表をおこなった。それによれば9つのテストロータのうち1つのみ、計画定格回転数64240rpmのテストに成功し(運転時間1時間45分)、残りはバーストした。FORDのガスタービン開発担当者談で、6年間の開発経験を持っているが、セラミックロータは難しいとの発言が印象的であった。

## 2.2 SESSION 42 ADVANCED GAS TURBINE COMPONENTS

当社の2軸式ガスタービン発電装置の開発とPRATT & WHITNEYの鍛造タービンロータに関する発表があった。JPLのDUAL FLOW GT ENGINEはGMの了解が取れず、発表、ペーパーともキャンセルした。

## 2.3 SESSION 55, 68 CONTINUOUSLY VARIABLE TRANSMISSIONS FOR SINGLE SHAFT TURBINES I, II

4か国(米、英、仏、伊)から4タイプのCVTの発表があり、中でFORDはAGT101用のVSTC、VRTDに関して発表した。

またBENZは3種のCVR(1. ハイドロスタティック、2. ハイドロスタティック+パワースプリット、3. ハイドロダイナミック+可変ピッチコンバータ)と1軸ガスタービンの組合せによるシミュレーション計算をおこない、その結果として、セミラック化しTITを1350℃まで上げない

と1軸+CVTはだめであると結論していた。

## 2.4 SESSION 79 ADVANCED GAS TURBINE FOR PASSENGER CARS

パネルセッションで、参加はDOE, GM, AIRESEARCH, WILLIAMS RESEARCH, FORD, ミシガン大学。Dr. BALJEの論文発表(ASME GT-117)の後各社から発表、ディスクセッションをおこなった。GM, AIRESEARCHからは各々AGT100(2軸), AGT101(1軸)の開発概要説明, W. RESEARCHはシミュレーション計算をおこない、アイドルおよび低速走行時の各種損失低減が必要であることを強調していた。

## 2.5 SESSION 83 STATUS OF EUROPEAN VEHICULAR GAS TURBINE PROGRAMS

DFVLRから西独のガスタービン計画概要の説明があり、西独でもセラミック開発に力を入れていることがうかがわれた。また、MTUとVWからセラミックロータ(メタルディスク+セラミックブレード)の開発状況の発表があったが、セラミックロータ開発は米国と比較して遅れているように感じた。

## 3. ま と め

セラミックガスタービンに関しては、小形化による空力性能の確保、セラミック材料開発など困難な課題をかかえてはいるが、米国では自動車メーカー、ガスタービンメーカー、材料メーカーなどが共同して、600億円を越える政府出資によって、1985年を目標に開発を開始した。今後、その研究、開発成果が出てくるものと思われる。

## Ⅲ 構造および計測に関連して

石川島播磨重工 青野比良夫

### 1. はじめに

筆者らは本年度のガスタービン会議に構造と計測に関する論文をそれぞれ一編ずつ提出した。構造に関する論文はAircraft CommitteeのSession 82でまた計測に関する論文は回転部の計測法のシンポジウムで発表した。その関係で“構造と計測”の題名を頂戴したと思われる。本年の大きな特徴は最近とくに進歩のめざましい計

測法についてのシンポジウムがFluid Engineering Divisionとの共催で開かれ37編の論文が発表されたことである<sup>(2)</sup>。

### 2. 構造関係

構造に関する論文の発表をまとめると表1に示すようなものであった。とくに目立ったのはRotor Dynamicsの5編の論文のうち3編までがMTIによるものであったことである<sup>(3)</sup>。

表 1

Committee	Program	Session	No. of Papers
Structure & Dynamics	Gas Turbine Engine Life Defn./Mgmt.	8	6
	Rotor Dynamics	18	5
	Flutter & Vibration	66	4
	Fracture Mechanics Application in Turbine	89	2
Ceramics	Development of Ceramic Gas Turbines	12	1
Aircraft	Test & Measurement Technique	82	2

#### (1) Session 8-Gas Turbine Engine Life Definition And Management

6名のパネリストによりエンジンメーカー、機体メーカー、運用者の各立場から見た現状の説明と将来の展望がなされた。まづ軍用エンジンについてP&W社のGilletteが欠陥の存在を条件付で許容し、現場の欠陥検出能力を充分考慮に入れて安全で効率的なMaintenance計画を樹てるべきことを強調した。また従来機種種の運用経験およびFEMなどの数値解析をバランスよく使って真に寿命を制限している部品・部位を早く明らかにすることが重要であることが述べられた。民間用エンジンについてはGE社のBeithが主にCF6の開発経験を踏まえて実際の運用サイクルのデータが寿命の推定に不可欠のこと、使用済のエンジン部品を使っての残存寿命の確認を中心とする寿命延長プログラムが重要であることが示された。

小型短寿命(50時間)の特殊エンジン(F107)についてWilliams ResearchのChapmanが解説した。その他機体メーカー、運用者の立場からBoeingおよびUSAFの技術者のまとめがあった。

#### (2) Session 18-Rotor Dynamics

発表論文5編のうちバランスに関するものが2編<sup>(3),(4)</sup> スキーズフィルム軸受<sup>(5)</sup>、エラストマダンパ<sup>(6)</sup>、危険速度通過早さの影響<sup>(7)</sup>に関する

ものが各1編であった。軸トルクの負荷のあるなしで軸のバランスが異なることを示したMTIの論文が実用的な意味で興味深かった<sup>(4)</sup>。

#### (3) Session 66-Flutter and Vibration

発表論文4編のうちGE社2編、P&W社1編、あとはオーストラリアの大学のもの1編であった。P&W社の翼の固有振動数計算に関する論文<sup>(8)</sup>はある振動モードの固有振動数だけを動かし他の振動モードについては変化させないで既設計の翼の厚み分布の変化を求めるものである。この論文はtry and errorではなく“Finite Element Inverse Perturbation”により逆問題として一度に求めようとしたものであり、設計現場の立場からは興味深い。GE社のラビリンス・シールの自励振動に関する論文<sup>(9)</sup>は理論的成果が現象をよく説明しており、結論が簡単で設計に直接役立つ優れた論文であると評価できる。

#### (4) Session 89-Fracture Mechanics Applications to Turbines

発表論文2編ともP&W社の技師によるものである。Annisのもの<sup>(10)</sup>は破壊力学的成果を航空エンジン部品の寿命決定に応用したRFC(Retirement For Cause)に関するものである。RFCの考え方を応用することで現在一率のサイクルで廃棄されている部品の残存寿命がよりよく利用できエンジン部品のLife-Cycle-Costが大幅に改善されることを示している。Willsonによるもの<sup>(11)</sup>は純チタンおよびチタン合金のCrack進展速度に関するもので材料、熱処理条件12種につきデータを得ている。

#### (5) Session 12-Development of Ceramic Gas Turbines

セラミック(窒化ケイ素)ロータの高温回転試験結果についてのFORD社の報告があった<sup>(12)</sup>。常温200時間耐久試験、982℃-64,240rpm-25時間耐久試験および982℃におけるロータの強度のワイブル解析が示されている。

#### (6) Session 82-Test and Measurement Technique

関係論文は2編。1編はIHIのディスクの低サイクル疲労寿命を確認する試験法に関するもの<sup>(13)</sup>で、Cyclic Spinに比較して約10倍の速さで試験が実施できるので統計的処理に必要な数の試

験ができることを示した。他の1編はNASAのものでエンジン計測用プローブの被労試験について述べている。

### 3. 計測関係

計測に関しては“Measurement Methods in Rotating Components of Turbomachinery”のシンポジウムが開催せられ37編の論文が発表せられた。論文は表2のように5項目にまとめられおのおのにはじめにKey Note Paper が読まれた。論文はシンポジウムのProceedingsとして1冊にまとめられている(\$20)。

表 2

Classifications	No. of Papers
Aerodynamic and Turbulence Measurements	8
Optical Flow Measurements	9
Unsteady Aerodynamic Measurements	4
Vibration, Stress and Flutter Measurements	10
Heat Transfer and Temperature Measurements	5

Introductory Address としてNASA Lewis のHartmannが1940年代以降の計測方法の発展を整理し1980年代の方向を示した。

なお計測に関連するものとしてはSession-54で翼間流れへの光学的方法の応用についての論文5編が発表せられた。

論文数から見て光学的方法による流れの計測に関するものがかなりを占めている。とくにLDV, L2Fについてはデータ処理のコンピュータ化が非常な勢いで成し遂げられつつある。1980年代前半にはこれらの手法が完全に実用化されるものと考えられる。光学的な翼振動計測法についてはBBC社のRothの発表があったが、現在までのところ最も成功しているものと考えられる。またガスタービンへのテレメータ法の応用についてRR社Derbyの経験が発表された。

- (1) 80-GT-1 (2) 80-GT-87, -143, -162  
 (3) 80-GT-87 (4) 80-GT-143  
 (5) 80-GT-87 (6) 80-GT-87  
 (7) 80-GT-88 (8) 80-GT-167  
 (9) 80-GT-151 (10) 80-GT-127  
 (11) 80-GT-125 (12) 80-GT-144  
 (13) 80-GT-1

## IV 製品展示会について

川崎重工 佐藤隆郎

### 1. 全般

製品展示会の参加会社は128社、来場者は約3,500名と、いずれも昨年San Diego大会を上回った。内訳はエンジン22社、材料13社、計測器21社、コントローラー7社、補器20社、減速機3社、部品16社、雑誌7社、その他19社である。日本からは2社が参加し、石川島播磨重工がIM5000のパワータービンローターアッシュを、川崎重工が一軸式ガスタービンS1A、及びM1A実機を出品した。

ガスタービン実機の出品は昨年よりも多かった様であるが、航空機エンジンは少なく、またDOEとNASAがスポンサーになり進めている高効率及び脱石油を目標とした新技術、即ちタービン

入口温度上昇を可能にする水冷却を含む冷却性能の向上、セラミック材の開発、及び石炭燃焼については開発途上ということでパネル展示にとどまり、実用化にはまだ時間がかかる状況の様に見受けられた。

### 2. 主な出品物

Garrett/AiResearchはIE831, TPE331実機, IE990モックアップ, TFE331カットモデル等出品した。パネル展示であったがIE831, IE990については、石炭燃焼やプラント廃熱ガスが使用出来る外燃式燃焼器も考えている様である。開発中のトラック用ガスタービンGT601は、1000時間のベンチテストを終え、今年度より走行試験に入っている。このエンジン

験ができることを示した。他の1編はNASAのものでエンジン計測用プローブの被労試験について述べている。

### 3. 計測関係

計測に関しては“Measurement Methods in Rotating Components of Turbomachinery”のシンポジウムが開催せられ37編の論文が発表せられた。論文は表2のように5項目にまとめられおのおのにはじめにKey Note Paperが読まれた。論文はシンポジウムのProceedingsとして1冊にまとめられている(\$20)。

表 2

Classifications	No. of Papers
Aerodynamic and Turbulence Measurements	8
Optical Flow Measurements	9
Unsteady Aerodynamic Measurements	4
Vibration, Stress and Flutter Measurements	10
Heat Transfer and Temperature Measurements	5

Introductory Address としてNASA Lewis のHartmannが1940年代以降の計測方法の発展を整理し1980年代の方向を示した。

なお計測に関連するものとしてはSession-54で翼間流れへの光学的方法の応用についての論文5編が発表せられた。

論文数から見て光学的方法による流れの計測に関するものがかなりを占めている。とくにLDV, L2Fについてはデータ処理のコンピュータ化が非常な勢いで成し遂げられつつある。1980年代前半にはこれらの手法が完全に実用化されるものと考えられる。光学的な翼振動計測法についてはBBC社のRothの発表があったが、現在までのところ最も成功しているものと考えられる。またガスタービンへのテレメータ法の応用についてRR社Derbyの経験が発表された。

- (1) 80-GT-1 (2) 80-GT-87, -143, -162  
 (3) 80-GT-87 (4) 80-GT-143  
 (5) 80-GT-87 (6) 80-GT-87  
 (7) 80-GT-88 (8) 80-GT-167  
 (9) 80-GT-151 (10) 80-GT-127  
 (11) 80-GT-125 (12) 80-GT-144  
 (13) 80-GT-1

## IV 製品展示会について

川崎重工 佐藤隆郎

### 1. 全般

製品展示会の参加会社は128社、来場者は約3,500名と、いずれも昨年San Diego大会を上回った。内訳はエンジン22社、材料13社、計測器21社、コントローラー7社、補器20社、減速機3社、部品16社、雑誌7社、その他19社である。日本からは2社が参加し、石川島播磨重工がIM5000のパワータービンローターアッシュを、川崎重工が一軸式ガスタービンS1A、及びM1A実機を出品した。

ガスタービン実機の出品は昨年よりも多かった様であるが、航空機エンジンは少なく、またDOEとNASAがスポンサーになり進めている高効率及び脱石油を目標とした新技術、即ちタービン

入口温度上昇を可能にする水冷却を含む冷却性能の向上、セラミック材の開発、及び石炭燃焼については開発途上ということでパネル展示にとどまり、実用化にはまだ時間がかかる状況の様に見受けられた。

### 2. 主な出品物

Garrett/AiResearchはIE831, TPE331実機, IE990モックアップ, TFE331カットモデル等出品した。パネル展示であったがIE831, IE990については、石炭燃焼やプラント廃熱ガスが使用出来る外燃式燃焼器も考えている様である。開発中のトラック用ガスタービンGT601は、1000時間のベンチテストを終え、今年度より走行試験に入っている。このエンジン



は4モジュールの熱交換器を装着、可変ノズルを採用し、最適運転時の燃費は157gr/PS・hrである。他に5千~10万馬力用のモジュラータイプ熱交換器を出品した。

Detroit Diesel Allisonは501のカットモデルと570実機を、代理店であるGeorge Engine Co.がGT404を出品した。

Kongsbergの販売会社であるNATCOがKG-2のローターアッシとコンバスター及びKG5のタービンを、SolarはコンプレッサーとパッケージングしたCentaur実機を出品した。

TurbomecaはBASTAN V実機を出品しており、その他のエンジンとで370~2000 kWをカバーしている。

Brown BoveriはTYPE9と11の縮小カットモデルと700MWのパワープラント模型を出品し、Cooper RollsはCoberra 6000シリーズのガスジェネレーターRB211実機を5つのモジュールに分け展示した。

Curtiss-WrightはPFB方式による石炭燃焼ガスで1000時間運転したタービンの写真パネルを展示した。Curtiss-WrightはDOEと契約してトランスピレーション方式によるHTTを開発中である。TIT1430~1650℃でメタル温度732℃が目標。400時間のリグ試験を終了し、現在J-65を使い1000時間運転(TITは1430℃)のうち300時間を終えている。

General ElectricはLM500とLM2500のガスジェネレーター実機を出品。また、複合サイ

クルのSTAGに力を入れていた。STAGの総合熱効率は約39~45%である。他に水冷却翼を出品した。

Lucasは低NO<sub>x</sub>燃焼器のパネル展示とノズル噴霧の実演をし、WestinghouseはG.E.と同様に石炭燃焼の複合サイクルのパネル展示。

材料関係ではHowmetがHIP法やDS法によるブレードと単結晶ブレードを出品。単結晶ブレードはP&Wのエンジンに使用し始められており、またスペースシャトルのメインエンジンに組込まれ、ラプチャー強度が改善された。

Sermetel社のProcess 5375はコンプレッサーブレードの表面粗度を0.6μ以下にする。各航空会社の使用例では、燃費が0.8~1.7%改善され、ストールマージンも増加した。

### 3. 展示会の印象

現在のガスタービンの状況をまとめてみると、1)産業用大型ガスタービンでは省エネルギー、脱石油という時代の要請から単純サイクルから、複合サイクルに主流が大きく移ってきているが、中・小型に於てもIE831やIE990の外燃式燃焼器に見られる様に、石炭を筆頭とする多種燃料に対応しなければならない時代が近づいている。

2)セラミック材の実用化にはまだ時間を要するので、それ迄の間はトランスピレーション方式や水冷却による冷却翼の性能向上で補うと同時に、熱交換器が再認識されると思われる。

## 新設備 紹介

# 三井一超高压遠心圧縮機 ガスインジェクションコンプレッサー

三井造船株式会社 杉村 章二郎

最近増々深刻化しつつある石油情勢を反映して、代替エネルギーの開発が急ピッチで進められている一方原油の増産にも必死の努力が払われている。それは、原油の二次回収であり、原油の生産は、二倍以上に増えると言われている。そのうちで、油層内圧力が低下して枯渇した油田に天然ガス等のガスを圧入して油層内圧力を回復させ、原油の増産を計るのがガス圧入法であり、最近の深い油田では超高压の遠心圧縮機が必要とされる（図1参照）。

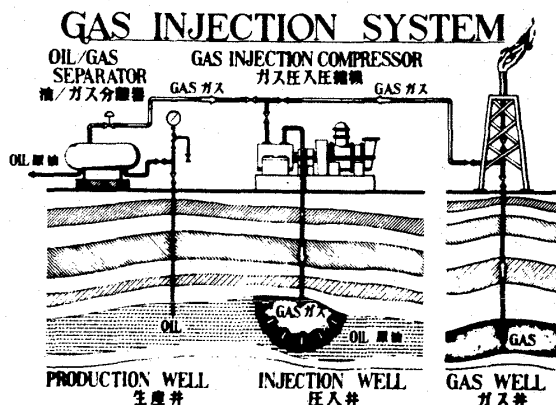


図1 ガス圧入法

三井造船では、このたびガス圧入（ガスインジェクション）用の遠心圧縮機の開発に成功したので、ガスタービンの被駆動機の一つとして紹介する。

ガス圧入用遠心圧縮機の駆動機には、通常天然ガスを燃料としたガスタービンが使用される。5 MWから20 MW程度である。ガス圧入用圧縮機の需要は、今後増大すると見られ、この5年間で2000～2500億円と推定される。

### 1. 開発概要

開発は昭和53年4月に開始され、現在世界の

最高圧力水準の吐出圧力650 kg/cm<sup>2</sup>で、かつ、実用規模容量のもので行われた。これまでの確立された技術は350 kg/cm<sup>2</sup>程度であったが、これを上まわる超高压では、種々の問題が発生する。

- (1) 超高压の為小容積を取り扱う極小巾の羽根車の製作技術の確立
- (2) 超高密度ガス体中で安定して運転させる為の高剛性軸の開発
- (3) 超高压ガスの軸シールの技術の確立
- (4) 超高压で大きな振動の原因となる施回失速を起しにくい羽根車の開発
- (5) 超高压に耐えるケーシング構造の開発
- (6) 流体外乱力に帰因する不安定振動抑制の為のダンパー軸受の開発
- (7) 超高压での混合ガスの物性を正しく推定する技術の確立

等々である。これらの技術をすべて1年間で完成させる為に、試作機の製作を各要素の開発と並行して行った。昭和53年末までにこれらの要素開発は、ほぼ成功し、開発から丁度1年の昭和54年3月末に吐出圧力500 kg/cm<sup>2</sup>の運転に成功した。運転は、閉ループの配管系にて窒素とヘリウムの混合ガスにて行われた（図2参照）。

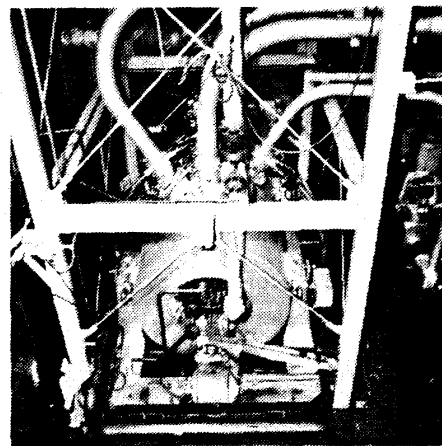


図2 超高压遠心圧縮機全体写真

（昭和55年4月21日原稿受付）

昭和54年末には、同一試作機を用いて最終目標の $650 \text{ kg/cm}^2$ の運転に成功した。結果は、振動、性能ともに予想以上に良好なものであった。

## 2. 仕様・特長

圧入ガスは、前処理されて、 $5 \text{ kg/cm}^2$ ないし、 $70 \text{ kg/cm}^2$ 程度から圧入に必要な圧力まで加圧される。圧力は油田により異なるが、 $100 \text{ kg/cm}^2$ から $650 \text{ kg/cm}^2$ 程度まであり、2~3ケーシングにて加圧される。開発機は、最終ケーシングに相当するものである。主要目は表1の通りである。

表1 圧縮機仕様

	500 kg/cm <sup>2</sup> 運転条件	650 kg/cm <sup>2</sup> 運転条件
入口圧力 kg/cm <sup>2</sup>	280	280
出口圧力 kg/cm <sup>2</sup>	500	650
回転数 RPM	9500	11500
動力 kW	4000	8500
風速 Nm <sup>3</sup> /h	78800	101900
設計ガス	天然ガス	
運転ガス	窒素・ヘリウム混合ガス	
羽根車径 mm	320	
羽根車段数	8	

本機の特長は、次の通りである。

(1) 羽根車車板をボルトで締付けた高剛性軸を用いている為、1ケーシング当り多くの羽根車を挿入でき、小形軽量である。

(2) 軸シールは、常用は吸込圧レベルでシールされるが、バランス形フロートリングの使用により $385 \text{ kg/cm}^2$ まで可能である。

(3) 軸受はテイルテイングパッド形ジャーナル軸受にスクイズフィルム形ダンパー軸受を併用して、軸振動を $12000 \text{ rpm}$ で $15 \mu$ 程度におさえている。

(4) 羽根車は、施回失速に対して安定したものを採用し、作動範囲は広く70%程度まで可能である。

(5) 高耐圧容器であるケーシングは分割面の締付にシアリングキー方式を採用し、小形で、信頼性が高い。

## 3. 結び

ガスタービンの被駆動機として、超高圧の遠心圧縮機を紹介したが、図3に当社で開発している二軸形ガスタービンのSB60C-M形と結合した例を示す。本機が非常に小形であることがわかる。また本機は、アンモニア合成、メタノール合成等の合成化学の分野への利用も期待されるものである。

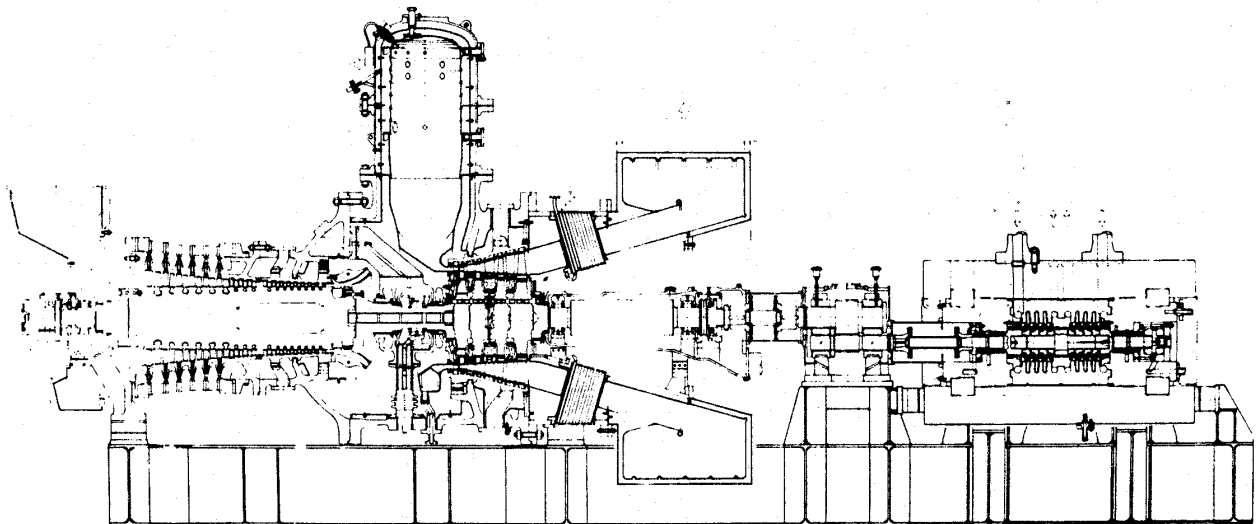


図3 超高圧遠心圧縮機とガスタービンとの結合図

## 1979年ガスタービン生産統計

統計作成委員会<sup>(1)</sup>

1979年12月に“国産ガスタービン資料集”が発行され、日本ガスタービン学会に蓄積されたデータは整理され、会員が使い易い形となった。毎年6月に発行される会誌に前年の生産統計を速報の形で発表して来たが、これは各製造メーカーから提供された資料をそのまま統計にしている関係上、重複分などがあり必ずしも正確を期し難い面がある。今後数年ごとに見直し正確な数値は資料集として発行して行く予定である。尚最近5年間のガスタービン生産推移の1978年以前のデータは1979年12月発行の資料集の数値を使用した。

### 1. 最近5年間のガスタービン生産推移

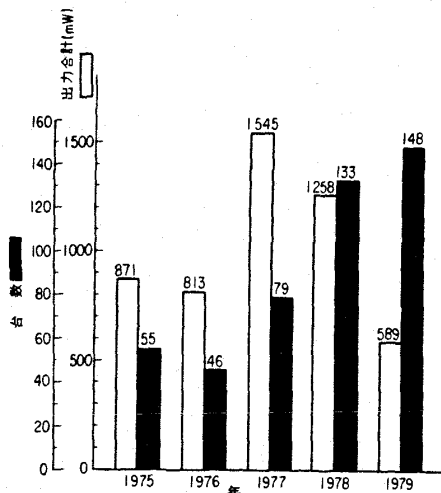


図1 陸船用ガスタービン

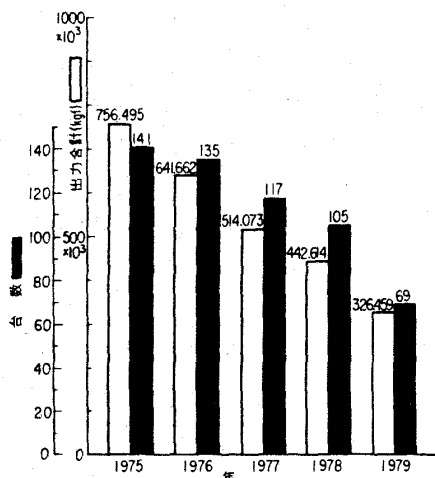


図2 ターボジェット/ターボファンエンジン

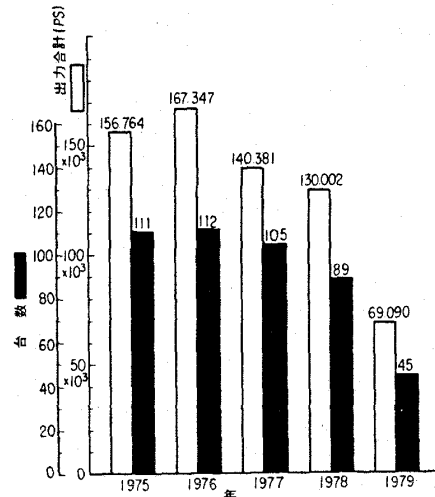


図3 ターボプロップ/ターボプロップエンジン

(備考)

(1) 出力の基準状態は 15℃, 760mmHg とし、常用出力で集計した。

(2) メートル馬力 (PS), 米馬力 (HP), キロワット (kW) 間の換算は下記によった。

$$1 \text{ PS} = 0.7355 \text{ kW}$$

$$1 \text{ HP} = 0.7457 \text{ kW}$$

$$1 \text{ HP} = 1.0138 \text{ PS}$$

(1) 委員長 榑木康夫 (日立製作), 委員 阿部安雄 (三菱重工), 石沢和彦 (IHI), 佐藤玉太郎 (日本鋼管), 村尾麟一 (青山学院大), 村山弘 (日立製作), 森義考 (三菱重工), 吉織晴夫 (東大生研)

(昭和55年4月10日原稿受付)

(五十音順)

2. 陸船用ガスタービン

表1 1979年用途別生産台数及び出力(kW)

区分		1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS未満		全出力	
		台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
ベースロード 発電用	BL	13	6,695	6	27,293	9	322,530	28	356,518
尖頭負荷発電用	PL	2	882	7	9,995	5	126,500	14	137,377
緊急発電用	EM	73	22,741	27	37,433	0	0	100	60,174
その他の プロセス用	PR	1	524	0	0	0	0	1	524
消防用	FR	0	0	1	1,482	0	0	1	1,482
その他	MC	1	550	3	32,215	0	0	4	32,765
合計		90	31,392	44	108,418	14	449,030	148	588,840

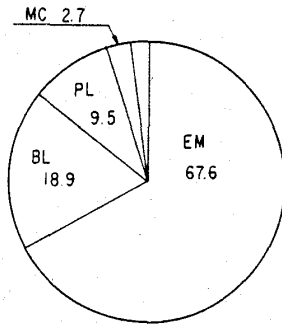


図4 1979年用途別台数割合 (%)

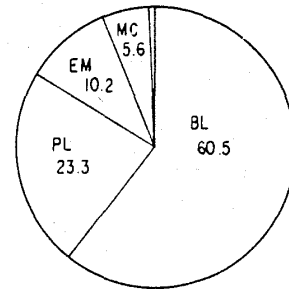


図5 1979年用途別出力割合 (%)

表2 1979年燃料別生産台数及び出力(kW)

燃料別		区分		1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
		種類	コード	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
ガス燃料	天然ガス	GNG	0	0	3	32,215	13	425,580	16	457,795	
液体燃料	灯油	T	67	20,345	21	29,076	0	0	88	49,422	
	軽油	K	16	7,375	14	28,032	1	23,450	31	58,857	
	重質軽油	HK	1	524	3	4,604	0	0	4	5,129	
	重油1種	H1	6	3,147	0	0	0	0	6	3,147	
	小計			90	31,392	38	61,712	1	23,450	129	116,554
ガス/液体燃料	天然ガス/重油1種	GNG/H1	0	0	3	14,490	0	0	3	14,490	
固体燃料				0	0	0	0	0	0	0	0
合計				90	31,392	44	108,417	14	449,030	148	588,839

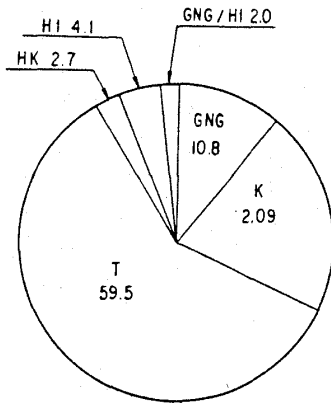


図6 1979年燃料別台数割合 (%)

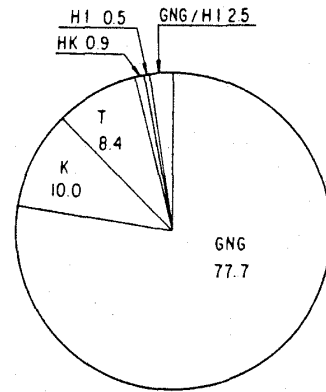


図7 1979年燃料別出力割合 (%)

表3 1979年地域別納入台数及び出力 (kW)

区分 地域別	1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力		
	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力	
国内向け	北海道	2	419	0	0	0	0	2	419
	東北	10	3,736	0	0	0	0	10	3,736
	関東	25	8,808	6	7,824	0	0	31	16,632
	中部	15	4,171	8	10,282	0	0	23	14,453
	近畿	15	4,709	6	6,667	0	0	21	11,377
	中国	1	228	0	0	0	0	1	228
	四国	4	1,052	1	1,103	0	0	5	2,155
	九州	4	1,052	9	13,662	0	0	13	14,714
	船舶搭載	3	1,545	2	2,207	0	0	5	3,751
	小計	79	25,719	32	41,745	0	0	111	67,464
輸出向け	欧州	0	0	0	0	0	0	0	0
	中南米	1	524	0	0	6	140,700	7	141,224
	中近東	10	5,149	5	38,099	2	158,380	17	201,627
	アフリカ	0	0	2	11,700	0	0	2	11,700
	アジア	0	0	4	15,770	6	149,950	10	165,720
	大洋州	0	0	1	1,103	0	0	1	1,103
	移動型	0	0	0	0	0	0	0	0
小計	11	5,673	12	66,672	14	449,030	37	521,375	
合計	90	31,392	44	108,417	14	449,030	148	588,839	

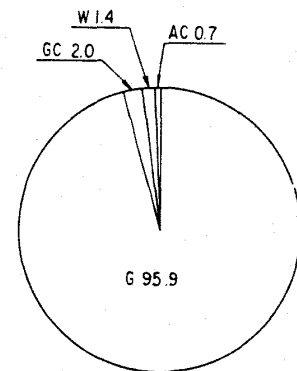


図8 1979年被駆動機械別台数割合 (%)

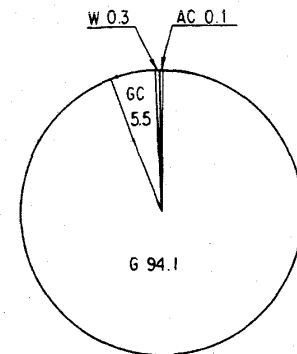


表4 1979年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

被駆動機械別	区分 コード	1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
		台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
発電機	G	88	30,317	40	74,720	14	449,030	142	554,067
その他のガス圧縮機	GC	0	0	3	32,215			3	32,215
水ポンプ	W	1	550	1	1,482			2	2,032
空気圧縮機 送風機	AC	1	524					1	524
合計		90	31,391	44	108,417	14	449,030	148	588,838

図9 1979年被駆動機械別出力割合 (%)

表5 1979年出力区分別生産台数及び出力(kW)

出力区分(PS)		台数	出力
1,000PS未満	0~199	2	132
	200~499	41	8,392
	500~999	47	22,867
	小計	90	31,392
1,000PS以上 30,000PS未満	1,000~5,999	36	50,012
	6,000~13,999	5	26,190
	14,000~21,999	3	32,215
	22,000~29,999	0	0
	小計	44	108,417
30,000PS以上	30,000~59,999	12	290,650
	60,000~	2	158,380
	小計	14	449,030
合計		148	588,839

表6 1979年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力(kW)

発電用途別		区分		1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
		用途	コード	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
事業用	ベースロード	BL	0	0	5	26,190	7	275,630	12	301,820	
	尖頭負荷	PL	0	0	6	8,892	5	126,500	11	135,392	
	緊急用	EM	1	228	1	1,048	0	0	2	1,276	
	小計		1	228	12	36,130	12	402,130	25	438,488	
自家用	ベースロード	BL	13	6,693	1	1,103	2	46,900	16	54,696	
	尖頭負荷	PL	2	883	1	1,103	0	0	3	1,986	
	緊急用	EM	72	22,514	26	36,383	0	0	98	58,897	
	小計		87	30,089	28	38,590	2	46,900	117	115,579	
合計			88	30,317	40	74,720	14	449,030	142	554,068	

3. 航空用ガスタービン

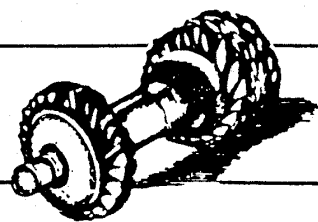
表8 1979年ターボ・シャフト/ターボ・プロップエンジン生産台数及び出力\*2)(P.S.)

表7 1979年ターボ・ジェット/ターボ・ファンエンジン生産台数及び推力\*1)(Kgf)

生産台数	69	推力合計	326,459
------	----	------	---------

用途別	区分		1,000PS未満		1,000PS以上		合計	
	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
固定翼機	0	0	8	20,104	8	20,104		
ヘリコプター	0	0	35	46,266	35	46,266		
補助機関駆動	0	0	2	2,720	2	2,720		
合計	0	0	45	69,090	45	69,090		

\*1): 海面上静止最大推力  
\*2): 海面上静止常用出力



(社) 日本ガスタービン学会

評議員会・総会報告

去る4月25日(金)本学会の評議員会および通常総会が東京、機械振興会館において開催された。

まず第4期第2回評議員会は10時30分より開かれ、評議員の互選により田中英穂氏が議長となり議事が進められた。第4期会長の山内正男氏による開会挨拶に引き続き、最初に出席16名、委任状提出者41名で評議員が成立することが確認されたのち以下の議案につき審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第4期事業報告、第4期収支決算報告の諸案を総会にはかることが認められた。同上の決算案については岡村健二監事より監査報告が述べられた。引き続き11時10分より第5期第1回評議員会が開催され、第5期評議員である田中英穂氏を議長に選出、議事が進められた。まず出席20名、委任状提出者32名で同評議員会が成立することが確認されたのち以下の議案の審議が行われ、いずれも承認された。すなわち第5期役員候補、第5期評議員・役員候補者・監事選挙結果報告、第5期事業計画、第5期予算などの諸案を総会にはかる件が各々に承認された。

同日、13時より第5期通常総会が機械振興会館地下2階ホールで開催された。まず前半は第4期に関する諸件の審議が行われた。すなわち、第4期山内会長の開会挨拶のあと、同氏を総会議長に選出し議事が進められた。同総会への出席者33名、委任状提出者268名(会員数1133名の1/2以上)で総会成立が確認されたのち、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第4期事業報告、第4期収支決算報告につき、有賀総務(主担当)理事および阿部総務(財務担当)理事(第4期)より説明があり承認された。収支決算については岡村監事より適正であるむね監査報告が行われた。

次いで後半は第5期に関する諸件で審議が行われた。まず第5期役員選出の件では別掲どうり議決された。なお、第5期評議員・役員候補者・監事選挙結果もあわせ報告された。以上により第5期会長に円城寺一氏が選出され、就任の挨拶がのべられた。ここで山内議長に代り円城寺新会長が議長となり以下の議事が進められた。総会の成立につき再確認が行われ、第5期事業計画、第5期予算に関し有賀総務(主担当)理事および阿部総務(財務)理事より説明があり、別掲通り承認された。

最後に、井口泉副会長より閉会の挨拶が述べられ、第5期通常総会は無事終了した。(総務理事)

第4期(昭和54年度)事業報告

自昭和54年4月 1日

至昭和55年3月31日

1. 役員に関する事項

1.1 役員当選者

1.2 監事・評議員の選出

第4期評議員・監事の選出は定款第16条、細則第19条、第21条、第22条、第23条、第24条、第25条より選出した。

2. 会務処理に関する各種会合

2.1 理事会

会長副会長他18名(内、総務担当5名、企画担当6名、編集担当7名)、開催9回。

会議事項：第4期総会報告、第4期評議員会報告、第4期諸事業実施にともなう業務、第4期臨時総会議案、第4期事業報告案、同決算案、第5期総会議案、第5期評議員会案、同事業計画案、同予算案など。



2.2 評議員会

評議員70名、開催3回〔内訳：第4期第1回評議員会（出席20名、委任状提出者38名）（54.4.20）、第4期臨時評議員会（出席18名、委任状提出者42名）54.1.1.30）、第4期第2回評議員会（55.4.25）〕。

会議事項：第4期役員案、第4期事業計画案、同予算案、第4期臨時総会議案、第4期事業報告案、同決算案、第5期役員案、同事業計画、同予算案などの件の審議承認。

2.3 総 会

正会員全員、開催2回〔内訳：第4期通常総会（出席38名、委任状提出者374名（会員数1,108名の1/2以上））（54.4.20）

第4期臨時総会（出席45名、委任状提出者394名、（会員数1,022名の1/2以上））（54.1.1.30）〕。

会議事項：第4期役員、評議員選出、第4期事業計画案、同予算案、第3期事業報告、同決算、第4期臨時総会議案などの件の審議、承認。

2.4 部門別理事・委員会

1) 総 務

主担当理事 有賀一郎 他9名  
開催6回

2) 企 画

主担当理事 松木正勝 他11名  
開催6回

3) 編 集

主担当理事 一色尚次 他16名  
開催6回

3. 調査研究事業

3.1 ガスタービン統計作成委員会

委員長 榑木康夫 他7名 開催17回  
会議事項：わが国ガスタービン生産に関する統計用データの蒐集および集計および国産ガスタービン資料集の編集、発行。

3.2 ガスタービン技術情報センター運営委員会

委員長 須之部 量 寛 他5名 開催2回  
会議事項：同センター設置に関する準備打合せおよび文献検索法その他資料蒐集。

3.3 組織検討特別委員会

委員長 松木正勝 他6名 開催2回  
会議事項：定款改定に関する検討および事務所移転に関する調査。

3.4 地方委員会

委員長 大塚 新太郎 他8名 開催1回  
会議事項：関西地区における見学会、技術懇談会の企画実施、地方行事に関する打合せ。

3.5 調査研究委員会

委員長 須之部 量 寛 他3名 開催1回  
会議事項：ガスタービン用作動流体の物性値について研究するため、メーカーの現状ならびに意向についての調査。

3.6 国際会議検討委員会

委員長 田中英穂 他9名 開催4回  
会議事項：次期国際会議開催に関する事前調査。

4. 集會事業

特別講演会3回、定期講演会1回、技術懇談会3回、見学会3回、ガスタービンセミナー1回、シンポジウム1回、映画会1回

回次	名 称	講 師	年月日	場 所
1	第1回特別講演会	伊藤源嗣 (石川島播磨重工業) 他3名	54. 4. 20	機械振興会館
2	第1回技術懇談会	依田連平 (金属材料研究所) 他	54. 5. 18	金属材料研究所
3	第1回見学会		54. 5. 18	同 上
4	第7回定期講演会	発表者 26名	54. 6. 4	機械振興会館
5	第1回シンポジウム	発表者 6名	54. 7. 6	同 上
6	第2回特別講演会	モハット教授	54. 7. 25	同 上
7	第2回見学会		54. 10. 5	神戸製鋼所
8	第2回技術懇談会	中原盛夫(神戸製鋼)	54. 10. 5	同 上
9	第3回特別講演会	パウエル教授	54. 11. 5	東京大学宇宙航空研究所
10	第3回見学会		54. 11. 16	トヨタ自工東富士研究所
11	第3回技術懇談会	岡野弘(トヨタ自工)	54. 11. 16	同 上
12	映 画 会	松木正勝(航技研)	54. 11. 30	機械振興会館
13	第8回セミナー	松木正勝 (航技研) 他8名	55.1.24.25	日比谷三井ビル

5. 出版事業

5.1 会 誌

本期発行した会誌は、Vol.7, No.25 (1979-6) Vol.7, No.26 (1979-9), Vol.7, No.27 (1979-12), Vol.7, No.28 (1980-3)で本

文総ページ296, うち報告, 行事内容, 会告, 後記など31.5ページである。

内容は下表のとおりである。(数字はページ数, 括弧内は編数)

	講義	論説	資料	随筆	研究	新製	備新	報	行会	ニ	後	座	見	技
	義	説	料	筆	所	品	紹	告	事	ュ	記	談	聞	術
					り	新	介		案	ス		会	記	論
					所	製	紹		内					文
7.25 6	9.5 (1)	15.5 (2)	4 (1)	2 (1)	2 (1)	2 (1)	2 (1)	8 (1)	2.5 (4)	7 (4)	1 (1)			10.5 (1)
7.26 9	17 (2)	8 (1)		3 (1)	3 (1)			1 (1)	8 (15)	1 (1)	1 (1)		4 (1)	9 (1)
7.27 12	20 (2)	10 (1)		2 (1)	3 (1)	2 (1)		2 (1)	3 (4)	3 (1)	0.5 (1)		6.5 (1)	6 (1)
7.28 3	11 (1)	28 (6)		3 (1)		3 (1)			4 (7)		0.5 (1)	8.5 (1)	7 (1)	9 (1)

5.2 Cas Turbine Newsletter

ASME Gas Turbine Division より発行されている同誌を同部門の了解のもとに4回にわたり複写配布した。

- Vol. XX, No.2 (1979-4), PP. 1-12
- Vol. XX, No.3 (1979-8), PP. 1-4
- Vol. XX, No.4 (1979-10), PP. 1-4
- Vol. XXI, No.1 (1980-1), PP. 1-4

5.3 ガスタービン定期講演会講演論文集

第7回定期講演会の講演会論文集(155ページ)が発行された。

5.4 ガスタービンセミナー資料集

第8回ガスタービンセミナーのセミナー資料集(94ページ), が発行された。

5.5 国産ガスタービン資料集

国産ガスタービンの統計資料集(107ページ)

6. 会員数の移動状況

摘 要	正 会 員	学生会員	賛助会員
本期末会員数	1133	18	67
前期末会員数	1108	17	61
差 引 増 減	25	1	6

第4期(昭和54年度)収支決算

自昭和54年4月 1日  
至昭和55年3月31日

1. 収支決算書総括表

歳 入	14,686,327円
歳 出	12,751,505円
歳入歳出差引残高	1,934,822円
次期繰越金	1,934,822円

2. 収 支 計 算 書

2.1 収支計算の部

自 昭和54年4月 1日  
至 昭和55年3月31日

1) 収入の部

大 目	中 目	小 目	予 算	決 算	差 引	備 考
基本財産増減			330000	209563	120437	
	基本財産増減		330000	209563	120437	繰入金収入
		基本財産増減	330000	209563	120437	
事業収入			2895000	4337400	1442400	
	会費収入		1865000	3235900	1370900	
	定額課金収入		525000	830000	305000	1回増
	N字会費増減収入		150000	198900	48900	3回増
	インボイス収入		60000	212000	152000	1回増
	G/Tセミナー収入		1330000	1985000	665000	1回増
	広告費収入		1030000	1101500	71500	
	主催講演会収入		600000	341500	258500	
	フューチャード収入		30000	7000	23000	
	他 名 義 入		400000	753000	353000	
入会費収入			47500	55500	8000	
	正会員入会費収入		40000	42500	2500	
	学生会員入会費収入		40000	42500	2500	85名計
	賛助会員入会費収入		2500	5000	2500	
	学生会員入会費収入		2500	5000	2500	10名計
	賛助会員入会費収入		8000	8000	0	
	賛助会員入会費収入		5000	8000	3000	8社計
会費収入			6220000	6662000	442000	
	正会員会費収入		2200000	2297000	97000	
	学生会員会費収入		2200000	2297000	97000	1148名計
	賛助会員会費収入		20000	15000	5000	
	学生会員会費収入		20000	15000	5000	15名計
	賛助会員会費収入		4000000	4350000	350000	
	賛助会員会費収入		4000000	4350000	350000	87社計
雑収入			400000	492112	92112	
	受 取 料 金		80000	198839	118839	
	印刷費収入		50000	150042	100042	繰入金収入
	印刷費収入		30000	48797	18797	繰入金収入
	雑 収 入		320000	293273	26727	
	雑 収 入		320000	293273	26727	
特別増収金			2928752	2928752	0	
	特別増収金		2928752	2928752	0	
	特別増収金		2928752	2928752	0	
収入合計			12822252	14686327	1864075	

2) 支出の部

大 科 目	中 科 目	決 算 額	前 年 比	備 考
管 理 費	給 料 手 当	630500	7498139	△193139
	給 料 手 当	320000	3654154	△454154
	給 料 手 当	310000	3597754	△497754
	給 料 手 当	10000	56400	△46400
退職給付引当金繰入額	退職給付引当金繰入額	10000	29000	△19000
	退職給付引当金繰入額	10000	29000	△19000
福利厚生費	社会保険費	4000	13320	△9320
	社会保険費	4000	13320	△9320
会議費	常 務 会 費	60000	1257964	△457964
	常 務 会 費	30000	255110	△44890
	評 議 員 会 費	8000	115810	△35610
	評 議 員 会 費	2000	23900	△21900
	多 員 会 費	20000	447338	△247338
雑 費	庶 務 費	15000	17005	△2005
	庶 務 費	15000	17005	△2005
交 通 費	交 通 費	13000	146010	△16910
	交 通 費	8000	37050	△42950
	交 通 費	5000	108950	△58950
什 器 品 費	什 器 品 費	2500	0	2500
	什 器 品 費	2000	0	2000
	印 刷 費	500	0	500
商 地 品 費	商 地 品 費	15000	124453	23547
	商 地 品 費	15000	124453	23547
印 刷 費	印 刷 費	15000	228100	78100
	印 刷 費	15000	228100	78100
通 信 運 賃 費	通 信 運 賃 費	40000	364143	33857
	通 信 運 賃 費	40000	364143	33857
賃 借 料	郵 送 料	60000	60000	0
	郵 送 料	60000	60000	0
賃 借 料	賃 借 料	5000	15500	34500
	賃 借 料	5000	15500	34500
賃 借 料	賃 借 料	11000	11000	0
	賃 借 料	10000	10000	0
	賃 借 料	1000	1000	0
次 期 繰 越 金 繰 入 額	次 期 繰 越 金 繰 入 額	20000	20000	0
	次 期 繰 越 金 繰 入 額	20000	20000	0
事 務 所 移 転 引 当 金 繰 入 額	事 務 所 移 転 引 当 金 繰 入 額	30000	30000	0
	事 務 所 移 転 引 当 金 繰 入 額	30000	30000	0
備 考	備 考	10000	201040	△101040
	備 考	10000	201040	△101040
出 発 金 費	出 発 金 費	306000	2375329	684474
	出 発 金 費	23000	208921	21079
	出 発 金 費	22000	208921	11079
	出 発 金 費	10000	0	10000
印 刷 費	印 刷 費	243000	1776530	653500
	印 刷 費	240000	1776500	623500
	印 刷 費	30000	0	30000
賃 借 料	賃 借 料	40000	390105	9895
	賃 借 料	40000	390105	9895
賃 借 料	賃 借 料	1944000	2124215	△182215
	賃 借 料	9000	18000	72000
	賃 借 料	2000	18000	2000
	賃 借 料	6000	0	6000
	賃 借 料	1000	0	1000
賃 借 料	賃 借 料	5300	30800	18200
	賃 借 料	2000	12180	7820
	賃 借 料	3000	18620	11380
通 信 運 賃 費	通 信 運 賃 費	41000	494216	△4716
	通 信 運 賃 費	4000	27500	12500
	通 信 運 賃 費	12000	46500	73500
	通 信 運 賃 費	8000	58318	1892
	通 信 運 賃 費	3000	215398	△185398
	通 信 運 賃 費	16000	147000	13000
印 刷 費	印 刷 費	30000	282150	17850
	印 刷 費	15000	150000	0
	印 刷 費	15000	132150	17850
賃 借 料	賃 借 料	34000	342300	△2300
	賃 借 料	6000	93100	△2100
	賃 借 料	3000	26000	4000
	賃 借 料	10000	107200	△7200
	賃 借 料	15000	149000	4000
賃 借 料	賃 借 料	324000	385545	△61545
	賃 借 料	5900	72220	△13220
	賃 借 料	9500	33332	51668
	賃 借 料	30000	30800	0
	賃 借 料	15000	249992	△99992
賃 借 料	賃 借 料	43000	572794	△142794
	賃 借 料	8000	86815	△86815
	賃 借 料	3000	110418	△80418
	賃 借 料	4000	41210	△1210
	賃 借 料	18000	223751	△43751
	賃 借 料	10000	108710	△8710
調査研究費	全 費	530000	751825	△221825
	全 費	115000	210585	△95585
	全 費	60000	98824	39824
	全 費	5000	17940	12940
	全 費	50000	2100	47900
	全 費	0	90721	90721
印 刷 費	印 刷 費	350000	400220	△50220
	印 刷 費	350000	400220	△50220
通 信 運 賃 費	通 信 運 賃 費	25000	34000	△9000
	通 信 運 賃 費	10000	34000	△24000
	通 信 運 賃 費	5000	0	5000
	通 信 運 賃 費	10000	0	10000
賃 借 料	賃 借 料	5000	0	5000
	賃 借 料	5000	0	5000
調 査 費	調 査 費	10000	0	10000
	調 査 費	10000	0	10000
備 考	備 考	25000	106720	△81720
	備 考	10000	106720	△96720
	備 考	5000	0	5000
	備 考	10000	0	10000
予 算 上 下 差	予 算 上 下 差	390000	0	390000
	予 算 上 下 差	390000	0	390000
	予 算 上 下 差	390000	0	390000
支 出 合 計	支 出 合 計	1222900	12751505	△5228505
次 期 繰 越 引 当 金 繰 入 額	次 期 繰 越 引 当 金 繰 入 額	593252	1934822	△1341570

2.2 正味財産増減計算の部

1) 増加の部

大 科 目	中 科 目	決 算 額	備 考
資 産 増 加 額	基本財産受入額	500,000円	
	備品増加額	0	
	準備金増加額	500,000	
前期繰越増減差額	前期繰越増減差額	2,504,730	
増加額合計		3,004,730	

※ 事務所移転費引当金たる資産及び国庫会議準備引当金たる資産

2) 減少の部

大 科 目	中 科 目	決 算 額	備 考
資 産 減 少 額	備品償却額	0	
基本金増加額	基本金組入額	0	
減少額合計		0	
次期繰越増減差額		3,004,730	
剰余金合計		4,939,552	

3. 貸借対照表

(昭和55年3月31日現在)

(資産の部)		
I 流動資産		
1. 現金預金		1,997,422円
流動資産合計		1,997,422
II 固定資産		
1. 有形固定資産		
1. 什器備品		113,030
有形固定資産合計		113,030
2. その他の固定資産		
1. 電話加入権		75,000
2. 退職給付積立預金		1,100,000
3. 定期預金(注1)		2,816,700
4. 定期預金(注2)		6,014,266
その他の固定資産合計		10,005,966
固定資産合計		10,118,996
資 産 合 計		12,116,418
(負債の部)		
I 流動負債		
1. 前受金		54,500
2. 雇用保険料		8,100
流動負債合計		62,600
II 固定負債		
1. 退職給付引当金		1,100,000
固定負債合計		1,100,000
負 債 合 計		1,162,600
(正味財産の部)		
I 基 金		6,014,266
II 剰 余 金		
次期繰越収支差額		1,934,822
次期繰越増減差額		3,004,730
剰余金合計		4,939,552
正味財産合計		10,953,818
負債及び正味財産合計		12,116,418

注1: 事務所移転及び次期国庫会議準備費たる資産

注2: 基金たる資産

4. 財 産 目 録

(昭和55年3月31日現在)

(資 産 の 部)		
1 銀行預金		
定期預金	三井銀行新宿支店(注1)	6,014,266円
	第一勧業銀行新宿支店(注2)	1,900,000
	第一勧業銀行新宿支店(注2)	300,000
	第一勧業銀行新宿支店(注3)	416,700
	第一勧業銀行新宿支店(注3)	200,000
	富士銀行新宿支店(注4)	1,000,000
	富士銀行新宿支店(注4)	100,000
	第一勧業銀行新宿支店(注5)	500,000
	富士銀行新宿支店(注5)	1,000,000
	普通預金 富士銀行新宿支店	469,422
		11,900,388円
2 郵便貯金	新宿第三郵便局	28,000
3 電話加入権	電話1基	75,000
4 什器備品	留守番電話他下記資料の通り	113,030
	計	12,116,418
(負 債 の 部)		
1 前受金費		54,500円
2 雇用保険料		8,100
3 退職給付引当金		1,100,000
	計	1,162,600
差引正味財産		10,953,818
(注1) 基金たる資産		6,014,266円
(注2) 事務所移転費引当金たる資産		2,200,000
(注3) 次期国際会議準備費引当金たる資産		616,700
(注4) 退職給付引当金たる資産		1,100,000
(注5) 運用財産たる資産		1,500,000
(資 料)		
什器備品		
	留守番電話	75,000円
	金 庫	8,200
	キャビネット	8,000
	蛍光灯	7,990
	カードケース	6,600
	レターケース	3,840
	占 断 箱	3,400
	計	113,030

5. 預 り 金

(昭和55年3月31日現在)

科 目	金 額	預り金の種類
前受金費	54,500円	昭和55年度会費
雇用保険料	8,100	昭和54年度雇用保険預り
合 計	62,600	

監査の結果、ここに報告された決算報告書は、適正に表示していることを認め

監 事 岡 村 健 二  
須之郎 兼 東

第5期(昭和55年度)役員および評議員

(敬称略, 五十音順)

理 事

- 会 長 円城寺 一  
副会長 井口 泉  
総 務 有賀一郎(主担当), 阿部安雄(財務)  
猪木恒夫, 木下啓二郎, 辻高弘  
企 画 平山直道(主担当), 秋葉雅史, 大槻  
幸雄, 河田修, 妹尾泰利, 鳥崎忠雄  
編 集 高田浩之(主担当), 青木千明, 久保  
田道雄, 高瀬謙次郎, 谷田好通, 村尾  
麟一, 渡辺哲郎  
監 事 中村健也, 水町長生  
評議員 浅沼強, 有賀基, 粟野誠一, 安藤常世,  
井上宗一, 飯島孝, 飯田庸太郎, 生井  
武文, 石谷清幹, 一色尚次, 犬伏才延,  
今井兼一郎, 浦田星, 樗木康夫, 近江  
敏明, 大塚新太郎, 大橋秀雄, 大東俊  
一, 岡崎卓郎, 小笠原光信, 岡野弘,  
岡村健二, 表義則, 加藤正敏, 甲藤好  
郎, 窪田雅男, 小泉啓夫, 小竹進, 小  
茂鳥和生, 近藤博, 佐藤晃, 佐藤豪,  
佐藤玉太郎, 沢田照夫, 塩入淳平, 鈴  
木邦男, 須之部量寛, 諏訪間高明, 高  
原北雄, 竹矢一雄, 田中英穂, 豊倉富  
太郎, 中川良一, 永野治, 西尾健二,  
八田桂三, 葉山真治, 平田賢, 藤江邦  
男, 古浜庄一, 堀昭史, 本間友博, 松  
木正勝, 宮内諄二, 宮岡貞隆, 宮地敏  
雄, 三輪光砂, 村田暹, 森康夫, 森下  
輝夫, 山崎慎一, 山内正男, 山本巖,  
吉開勝義, 吉識晴夫

第5期(昭和55年度)事業計画

自昭和55年4月 1日  
至昭和56年3月31日

1. 概 要

昭和55年度は、前年度に引き続き、研究発表会・学術講演会・見学会などを開催すると共に同年度中のわが国におけるガスタービンの生産統計作成を行う。また学会誌の定期的刊行並びに上記諸事業に関連した資料を刊行する。

さらにガスタービンに関する資料を蒐集、保管し、会員の利用に供することを計画する。

調査研究委員会において、ガスタービンに関する特定課題につき調査・研究を行う。

1983年開催予定の第3回国際ガスタービン会議の準備活動に着手する。

2. 調査・研究事業

(1) 昭和55年度におけるわが国のガスタービン生産に関する資料を蒐集、集計し統計を作成する。

同事業には、ガスタービン統計作成委員会があたる。その結果は学会誌に掲載発表する。

(2) 調査研究委員会において、ガスタービンに関する特定課題につき調査・研究を行う。すなわち、昭和54年度「ガスタービン作動流体の特性に関する研究」の課題を対象とした委員会が設置されたが、本年度引続き調査研究を行う。その結果は学会誌に掲載発表する。

3. 出版事業

(1) 定期刊行物

学 会 誌：年4回刊行する。

News letter：米国機械学会ガスタービン部門発行のNews letterを配布する。

(2) 不定期刊行物

講演会論文集：定期講演会における講演会論文集を刊行する。

セミナー資料集：ガスタービンセミナーにおける資料集を刊行する。

4. 附帯事業

(回数)(予定)(開催年月) (予定)

(1) 定期講演会の開催 1回 55年6月

(2) 特別講演会の開催 2回 55年4月、6月

(3) 技術懇談会の開催 3回 55年5月、10月、11月

(4) 見学会の開催 3回 55年5月、10月、11月

(5) ガスタービンセミナー 1回 55年1月

(6) ガスタービン・シンポジウム 1回 55年7月

(7) 会員名簿の発行 1回 55年12月

5. 第3回国際ガスタービン会議開催準備  
55年秋準備委員会を発足させる予定。

6. 委員会活動

以下の委員会を設け、各事業の実施にあたる。

(1) 総務委員会(常置)

(2) 編集委員会(常置)

(3) 企画委員会(常置)

(4) ガスタービン統計作成委員会(常置)

(5) 定期講演会委員会(常置)

(6) ガスタービン技術情報センター運営委員会(常置)

(7) 地方委員会(常置)

(8) 組織検討委員会(臨時)

(9) 調査研究委員会(臨時)

(10) 国際会議検討委員会(臨時)

第5期(昭和55年度)予算書

自昭和55年4月 1日

至昭和56年3月31日

1. 予算書総括表

1.1 収入の部

勘定科目	合 計	一般会計	国際会議特別会計
基金運用収入	360,000円	360,000円	0円
事業収入	3,600,000	3,600,000	0
入会金収入	50,000	50,000	0
会費収入	8,235,000	8,235,000	0
雑収入	430,000	430,000	0
引当金取崩収入	616,700	0	616,700
前期繰越収支差額	1,934,822	1,934,822	0
収入合計	15,226,522	14,609,822	616,700

1.2 支出の部

勘定科目	合 計	一般会計	国際会議特別会計
管 理 費	7,099,000円	6,869,000円	230,000円
出版事業費	3,686,000	3,686,000	0
集会事業費	2,325,000	2,325,000	0
調査研究事業費	240,000	240,000	0
予 備 費	100,000	100,000	0
次期繰越収支差額	1,776,522	1,389,822	386,700
支出合計	15,226,522	14,609,822	616,700

(注) 国際会議特別会計は今年度より新設

2 一般会計

2.1 収入の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度, 増減, 備考. Rows include 基金運用収入, 専業収入, 入会費収入, 会費収入, 雑収入, 前期繰越収支差額.

2.2 支出の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度, 増減, 備考. Rows include 管理費, 福利厚生費, 全職員費, 選挙費, 旅費・交通費, 什器・備品費, 消耗品費, 印刷費, 通信運搬費, 賃借料, 雑費, 負担金, 次期国際会議準備引当金繰入額, 事務所等社費引当金繰入額, 雑費.

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度, 増減, 備考. Rows include 出版事業費, 協会事業費, 国際会議準備費, 予備費, 次期繰越収支差額.

3 国際会議特別会計(新設)

3.1 収入の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 備考. Rows include 引当金繰入収入, 収入合計.

3.2 支出の部

総 定 額			予 算 額	備 考
大 科 目	中 科 目	小 科 目		
費 理 費	会 議 費		230,000円	
		国際会議準備委員会費	78,000	
		通信運搬費	15,000	
		資料作成費	30,000	
		講 義 費	100,000	合議費
		講 義 費	100,000	合議示金関係費
		講 義 費	7,000	
次期繰越収支差額		386,700		
	次期繰越収支差額	386,700		
	次期繰越収支差額	386,700		
支 出 合 計			616,700	

(参 考)

基金及び各種引当金の状況

科 目	前年度末の金額	当年度の増減	当年度末の金額
基 金	6,014,266円	0円	6,014,266円
次期繰越引当金	616,700	△616,700	0
多額所移転引当金	2,200,000	0	2,200,000
繰越給与引当金	1,100,000	200,000	1,300,000

(注) 取り崩しの上、国際会議特別会計に繰り入れ。

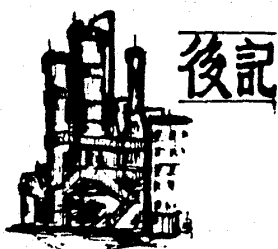
第5期(昭和55年度)評議員・役員候補者・  
監事選挙結果

先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

。評 議 員 ・ 役 員 候 補 者 (五十音順, 敬称略)

番号	氏 名	動 務 先
1	青木 千明	石川島播磨重工業
2	秋葉 雅史	東京芝浦電気
3	浅沼 強	東 海 大 学 学
4	阿部 安雄	三菱重工業
5	有賀 一郎	慶応義塾大学
6	有賀 基	都市交通コンサルタント
7	栗野 誠一	日 本 大 学 学
8	安藤 常世	慶応義塾大学
9	井口 泉	福井工業大学
10	井上 宗一	日本内燃機関連合会
11	猪木 恒夫	新 潟 鉄 工 所
12	飯島 孝	石川島播磨重工業
13	飯田 庸太郎	三菱重工業
14	生井 武文	九 州 大 学 学
15	石谷 清幹	大 阪 大 学 学
16	一色 尚次	東京工業大学
17	犬伏 才延	川崎重工業
18	今井 兼一郎	石川島播磨重工業
19	浦田 星	日 立 製 作 所
20	円城寺 一	東京芝浦電気
21	樽木 庸夫	日 立 製 作 所
22	近江 敏明	小松ハウメット
23	大塚 新太郎	名古屋大学
24	大槻 幸雄	川崎重工業
25	大橋 秀雄	東 京 大 学 学
26	大東 俊一	摂 南 大 学 学
27	岡崎 卓郎	日 本 大 学 学
28	小笠原 光信	關 西 大 学 学
29	岡野 弘	トヨタ自動車工業
30	岡村 健二	菱 和 海 洋 開 発
31	表 義 則	三 井 造 船
32	加藤 正敏	日 立 製 作 所
33	甲藤 好郎	東 京 大 学 学
34	河田 修	富 士 電 機 製 造
35	木下 啓次郎	日 産 自 動 車

36	窪田 雅男	機 械 振 興 協 会
37	久保田 道雄	日 立 製 作 所
38	小泉 馨夫	東 京 電 機 大 学
39	小竹 進	東 京 大 学 学
40	小茂鳥 和生	慶 応 義 塾 大 学
41	近藤 博	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
42	佐藤 晃	トヨタ自動車工業
43	佐藤 豪	慶 応 義 塾 大 学
44	佐藤 玉太郎	日 本 鋼 管
45	沢田 照夫	大 阪 府 立 大 学
46	塩入 淳平	東 京 大 学 学
47	鈴木 邦男	機 械 技 術 研 究 所
48	須之部 豊寛	東 京 理 科 大 学
49	諏訪 高明	山 梨 大 学 学
50	妹尾 泰利	九 州 大 学 学
51	高瀬 謙次郎	小 松 製 作 所
52	高田 浩之	東 京 大 学 学
53	高原 北雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
54	竹矢 一雄	三 菱 重 工 業
55	田中 英徳	東 京 大 学 学
56	谷田 好通	東 京 大 学 学
57	辻 高弘	高効率ガスタービン研究組合
58	豊倉 富太郎	横 浜 国 立 大 学
59	鳥崎 忠雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
60	中川 良一	日 産 自 動 車
61	永野 治	石川島播磨重工業
62	西尾 健二	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
63	八田 桂三	航 空 事 故 調 査 委 員 会
64	葉山 真治	東 京 大 学 学
65	平田 賢	東 京 大 学 学
66	平山 直道	東 京 都 立 大 学
67	藤江 邦男	日 立 製 作 所
68	古浜 庄一	武 蔵 工 業 大 学
69	堀 昭史	高効率ガスタービン研究組合
70	本間 友博	東 京 芝 浦 電 気
71	松木 正勝	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
72	宮内 諄二	三 菱 自 動 車 工 業
73	宮岡 貞隆	電 力 中 央 研 究 所
74	宮地 敏雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
75	三輪 光砂	日 立 造 船
76	村尾 麟一	青 山 学 院 大 学
77	村田 暹	大 阪 大 学 学
78	森 康夫	東 京 工 業 大 学
79	森下 輝夫	船 舶 技 術 研 究 所
80	山崎 慎一	日 産 自 動 車
81	山内 正男	宇 宙 開 発 委 員 会
82	山本 巖	川 崎 重 工 業
83	吉開 勝義	高効率ガスタービン研究組合
84	吉識 晴夫	東 京 大 学 学
85	渡辺 哲郎	三 井 造 船
(次点)		
	松尾 芳郎	日 本 航 空 会 社
	神津 正男	防 衛 庁 技 術 研 究 本 部
	三輪 国男	大 分 工 業 大 学
。 監 事		
	中村 健也	トヨタ自動車工業
	水町 長生	千 葉 工 業 大 学
投票総数 552票		
評議員 539 監事 527		
有効 13 14		
無効 0 11		
白票		



## 後記

編集理事 高田 浩之

本年度の編集主担当理事を仰せつかりました。編集理事・編集委員および会員の皆さんの御協力を得て、何とか責を果たしたいと思っておりますのでよろしくお願ひします。

本誌の編集については歴代の理事・委員の御努力で次第にある方向のようなものが出来てきているようで、時を得た新しい話題に関する解説や適切な講義、開発や生産あるいは使用上の経験に基づく貴重な報告など興味ある記事が多く載るようになりました。

しかし、些か編集の仕事に携わってみて感ずることは、本誌のためにさらに望みたいのは、①投稿記事がもっとふえることと、②技術論文がもっと強化されることであろうということです。第1の点は、ガスタービンに関連する幅をうんと広く解釈した上での原稿であってよいと考えます。これは学会誌の記事の広がり大きくすることになります。第2の点は、よい技術論文によって学術誌としての本誌の評価を高からしめたいと考えるからです。しかし、これはなかなか実現困難なことのようにです。基本的には、本誌にとってよい論文とは何かという問題があります。投稿者、とくに研究を職とする者の側から見れば、本誌の年4

回発行、約1300部、主として国内向けという circulation の問題もありましょう。また年間に扱ひ得る論文の総数もしれたものです。けれども一方では、よい論文が載ることとよい論文が集まることとの間には循環関係があります。いずれにしても、上記の目的を達するには永年の努力の蓄積効果に期待するほかに、何はともあれ、先ず論文投稿の活発化から始めるよりほかはないように思われます。会員の皆さんの御協力を願ひします。

ところで前号が「セラミック特集」であったあとをうけて、本29号は「空冷タービン特集」です。最近の航空エンジンは主として高温の実現によって高性能化を果たしてきたことは御存知の通りですし、またその成果が航空以外のガスタービンへ滲透していつていることも周知の通りです。この高温の実現は新しい材料の開発や新しい製造法・加工法の開発、翼の冷却技術の進歩などによってもたらされたものですが、本号ではこれらの各分野について現状を解説し、将来を展望する興味深い記事を掲載することができました。JT9Dエンジンにおける経験も貴重な報告であると思います。執筆者各位に厚く御礼申し上げる次第です。

### § 見学会・技術懇談会のおしらせ §

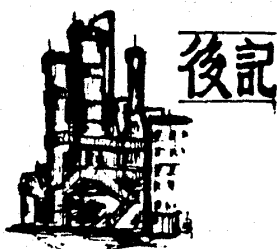
関西地区見学会・技術懇談会を下記の日時に行ないます。

詳細につきましては、後日ご連絡致しますが、奮ってご参加下さい。

日 時： 昭和55年10月17日(金)

場 所： 四国電力 坂出發電所





## 後記

編集理事 高田 浩之

本年度の編集主担当理事を仰せつかりました。編集理事・編集委員および会員の皆さんの御協力を得て、何とか責を果たしたいと思っておりますのでよろしくお願ひします。

本誌の編集については歴代の理事・委員の御努力で次第にある方向のようなものが出来てきているようで、時を得た新しい話題に関する解説や適切な講義、開発や生産あるいは使用上の経験に基づく貴重な報告など興味ある記事が多く載るようになりました。

しかし、些か編集の仕事に携わってみて感ずることは、本誌のためにさらに望みたいのは、①投稿記事がもっとふえることと、②技術論文がもっと強化されることであろうということです。第1の点は、ガスタービンに関連する幅をうんと広く解釈した上での原稿であってよいと考えます。これは学会誌の記事の広がり大きくすることになります。第2の点は、よい技術論文によって学術誌としての本誌の評価を高からしめたいと考えるからです。しかし、これはなかなか実現困難なことのようにです。基本的には、本誌にとってよい論文とは何かという問題があります。投稿者、とくに研究を職とする者の側から見れば、本誌の年4

回発行、約1300部、主として国内向けという circulation の問題もありましょう。また年間に扱ひ得る論文の総数もしれたものです。けれども一方では、よい論文が載ることとよい論文が集まることとの間には循環関係があります。いずれにしても、上記の目的を達するには永年の努力の蓄積効果に期待するほかに、何はともあれ、先ず論文投稿の活発化から始めるよりほかはないように思われます。会員の皆さんの御協力を願ひします。

ところで前号が「セラミック特集」であったあとをうけて、本29号は「空冷タービン特集」です。最近の航空エンジンは主として高温の実現によって高性能化を果たしてきたことは御存知の通りですし、またその成果が航空以外のガスタービンへ滲透していつていることも周知の通りです。この高温の実現は新しい材料の開発や新しい製造法・加工法の開発、翼の冷却技術の進歩などによってもたらされたものですが、本号ではこれらの各分野について現状を解説し、将来を展望する興味深い記事を掲載することができました。JT9Dエンジンにおける経験も貴重な報告であると思います。執筆者各位に厚く御礼申し上げる次第です。

### § 見学会・技術懇談会のおしらせ §

関西地区見学会・技術懇談会を下記の日時に行ないます。

詳細につきましては、後日ご連絡致しますが、奮ってご参加下さい。

日 時： 昭和55年10月17日(金)

場 所： 四国電力 坂出發電所

# The 26th Annual International Gas Turbine Conference

## 論文募集のご案内

1981年3月8日から12日まで米国ヒューストン市において標記会議が開催されます。  
これに関し下記の通りの論文募集が行われますのでご案内申し上げます。

### 記

Turbomachinery Sessionsについては次の6つのものが計画されております。

- Advances in Computational Aerodynamics of Turbomachinery  
R. A. Novak  
General Electric Company  
1000 Western Avenue  
Mail Stop 24048  
Lynn, Massachusetts 01910
- Aerodynamic Losses and Mixing in Turbomachinery Flows  
Professor L. S. Langston  
Mechanical Engineering Department, U-139  
University of Connecticut  
Storrs, Connecticut 06268
- Turbomachinery Blade Surface Boundary Layer Development  
Professor T. H. Okiishi  
Mechanical Engineering Department  
Iowa State University  
Ames, Iowa 50011
- Asymmetric Flows in Turbomachines  
Professor W. F. O'Brien, Jr.  
Mechanical Engineering Department  
Virginia Polytechnic Institute and State University  
Blacksburg, Virginia 24061
- Turbulence Effects in Turbomachinery  
Professor R. Raj  
Mechanical Engineering Department  
The City University of New York  
New York, New York 10031
- The Effects of Size and Inlet Conditions on Turbomachinery  
J. O. Wiggins  
Gas Turbine Division (TC-F)  
Caterpillar Tractor Company  
Peoria, Illinois 61629

Turbomachinery Session に関する上記以外のものについては下記へ提出のこと。

Professor T. H. Okiishi  
Mechanical Engineering Department  
Iowa State University  
Ames, Iowa 50011

論文申込 (グリーンシート) および概要提出メ切: 1980年7月1日

論文原稿 (査読用) 提出メ切: 1980年9月1日

## 学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執事を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き440字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1900字であって、  
1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。  
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。  
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、  
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内  
日本ガスタービン学会事務局  
(Tel 03-352-8926)

## 自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし学会誌への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

## 技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 投稿原稿は次の各項に該当すること。
  - 1) 投稿論文は著者の原著で、ガスタービン技術に関するものであること。
  - 2) 投稿論文は日本語に限る。
  - 3) 投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で、かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として8頁以内とする、但し1頁につき10,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は正1部、副2部を提出すること。
4. 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。尚、投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 8 卷 第 29 号

昭和55年 6 月10日

編 集 者 高 田 浩 之

発 行 者 円 城 寺 一

(社)日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル(財)慶応工学会内

TEL (03) 352-8926

振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03) 501-5151

非 売 品

# the gas turbine division newsletter



April, 1980

## John P. Davis, Chairman: 1980 Gas Turbine Conference

## Significant Awards Presented at 1980 Gas Turbine Conference

The 25th International Gas Turbine Conference and Exhibit in New Orleans, March 9-13, was a memorable occasion. Beginning on Sunday with four well attended short courses and perhaps the largest Early Bird Reception ever, the Conference and Exhibit set new records in all areas. No doubt it was among the best in the history of the Gas Turbine Division. Such achievements are indeed a tribute to all who worked so diligently from the planning phase, through preparation and finally to operation of the Conference. More details of the 1980 Conference and Exhibit appear elsewhere in this Newsletter.

A special note of thanks is due to the Exhibitors who once again achieved a high mark of quality; to all those involved in the technical program . . . the authors, session organizers, reviewers; to the Program Chairman, Paul Hoppe, and the Review Chairman, Norman Dibelius, who coordinated the overall effort of preparing a truly excellent technical program.

The Gas Turbine Division continues to grow and prosper as a leader and pioneer in ASME. Of significance and after much effort by our Finance Committee, under the leadership of Ed Wright, the Executive Committee has adopted a Statement of Financial Management Policy for the Gas Turbine Division. This policy will further strengthen the Division and provide management guidelines within ASME policy with which GTD can operate efficiently for many years to come.

Work is already well underway on a broad front for the 26th International Gas Turbine Conference and Exhibit scheduled for the Albert Thomas Convention Center in Houston, Texas, March 8-12, 1981. Here's hoping each of you are making plans to participate and attend.

The Banquet at the Gas Turbine Conference in New Orleans afforded the opportunity to recognize various leaders in the Industry and the Division for their achievements and diligence toward the advancement of gas turbines.

The 1980 R. Tom Sawyer Award was presented by Donald N. Zwiep, President ASME, to Ralph L. Boyer primarily for his leadership and foresight in adopting aircraft gas turbine engines to industrial applications. His efforts evolved into the presently well accepted class of aircraft derivative engines.

ASME Gas Turbine Award was presented by Donald N. Zwiep to Frank H. Wiesner, Jr. for his outstanding paper, "A New Appraisal of Reynolds Number Effects on Centrifugal Compressor Performance."

R. Tom Sawyer received a special silver

medallion from Donald N. Zwiep commemorating the 25th International Gas Turbine Conference and for his pioneering efforts in advancing the Division and the gas turbine industry.

Paul F. Pucci was presented with the Retiring Gas Turbine Division Chairman Award and a Centennial Charter for the Gas Turbine Division was presented to John P. Davis, Chairman.

In celebration of the Society's 100th Anniversary, Centennial Medallions were awarded to the following past chairmen of the Gas Turbine Division: Thomas E. Stott, John W. Sawyer, Glenn W. Kahle, Clifford E. Seglem, Eugene P. Weinert, Ivan G. Rice and Paul F. Pucci.

Fellow Membership Awards were presented to: Ivan G. Rice and Glenn W. Kahle.



1980 R. Tom Sawyer Award was Presented to Ralph L. Boyer (L to R - John P. Davis, Chairman, Gas Turbine Division, Donald N. Zwiep, President, ASME, Ralph L. Boyer, and R. Tom Sawyer).



26th International Gas Turbine Conference and Exhibit  
Albert Thomas Convention Center  
Houston, Texas  
March 8-12, 1981

# Call for Papers 1981 Gas Turbine Conference in Houston

The 26th International Gas Turbine Conference and Exhibit will be held March 8-12, 1981 in the Albert Thomas Convention Center, Houston, Texas. This conference, sponsored by the Gas Turbine Division of ASME, has become an international forum for the interchange of gas turbine technology and product information.

Papers are invited concerning all aspects of gas turbine component and engine technology including research and development, system concepts, applications and operational experience. Papers of potential interest to gas turbine users are particularly encouraged. Authors wishing to submit a paper should forward an abstract to the appropriate Gas Turbine Division Technical Committee or directly to the Program Chairman: Dr. David A. Nealy (U29A), Detroit Diesel Allison Div., General Motors Corporation, P.O. Box 894, Indianapolis, IN 46206, phone: (317) 243-5467.

You should act now to assure a place on the program for your paper. The schedule for submitting papers is given below.

**Deadlines** - Offers of papers, with abstract, should be received by June 1, 1980. The completed manuscript *must* be received by the Session Organizer or Technical Committee Chairman no later than September 1, 1980. All papers submitted will be reviewed in accordance with established ASME Gas Turbine Division policy and procedures.

**Gas Turbine Division's Aircraft Committee** - Aircraft gas turbine propulsion technology development continues to emerge at a rapid pace in components, materials, systems, controls integration, health monitoring, trending and life tracking leading to high performance, high fuel efficiency, greater durability and lower operating costs. Papers to cover seven sessions at Houston are desired: propulsion technology; propulsion systems in unique aircraft applications; secondary power technology; gas turbine engine

monitoring and diagnostic systems; aircraft/propulsion controls integration; propulsion system cost of ownership; aircraft small gas turbine technology and application.

Abstracts should be sent to: C.A. Hoelzer, Head Propulsion Systems, Grumman Aerospace Corporation, Bethpage, NY 11714.

**Gas Turbine Division's Combustion and Fuels Committee** - Papers are solicited encompassing all aspects of gas turbine combustion and fuel use, but emphasis is on: alternate fuel effects; advanced combustion design/testing; emission reduction technology/testing; emission measurement technology; advances in combustor durability/reliability; and data on corrosion, deposition, and erosion effects. Send abstracts to: S.M. DeCorso, Westinghouse Electric Corp., CTSD Mail Stop Lab 100, P.O. Box 251, Concordville, PA 19331, phone: (215) 358-4624.

**Gas Turbine Division's Heat Transfer Committee** - Authors are invited to submit papers contributing to a better understanding of the mechanisms at work in the many problems of gas turbine heat transfer and cooling. The results of either experimental or analytical research are sought. Appropriate topics include, but are not limited to: gas side heat transfer; film cooling; internal convection cooling; liquid cooling; transition location; turbulence effects; wake effects; separation, and secondary flows. Both steady and unsteady effects studies are encouraged. In addition, new experimental techniques in gas turbine heat transfer are also encouraged.

Submission of abstracts or inquiries regarding the sessions should be directed to either Francis S. Stepka (for papers within the United States) or Dr. Alexander Brown (for papers outside the United States): Dr. Alexander Brown, Head, Heat Transfer Thermodynamics & Fluid Mechanics Section, Department of Mechanical Engineering, University of Wales, Institute of Science & Tech-

nology, Cardiff CFI 3NU, United Kingdom (0222) 42522, Ext. 309.

Francis S. Stepka, Head, Turbine Cooling Section, NASA-Lewis Research Center MS 77-2, 21000 Brookpark Road, Cleveland, OH 44135, phone: (216) 433-4000, ext. 6823.

**Gas Turbine Division's Turbomachinery Committee** - Sessions are planned around six technical areas. Each area and session organizer are as follows:

Advances in Computational Aerodynamics of Turbomachinery: R.A. Novak, General Electric Co., 1000 Western Avenue, Mail Stop 24048, Lynn, MA 01910.

Aerodynamic Losses and Mixing in Turbomachinery Flows: Professor L.S. Langston, Mechanical Engineering Dept., U-139, University of Connecticut, Storrs, CT 06268.

Turbomachinery Blade Surface Boundary Layer Development; Professor T.H. Okiishi, Mechanical Engineering Dept., Iowa State University, Ames, IA 50011.

Asymmetric Flows in Turbomachines; Professor W.F. O'Brien, Jr., Mechanical Engineering Dept., Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA 24061.

Turbulence Effects on Turbomachinery; Professor R. Raj, Mechanical Engineering Dept., The City University of New York, NY 10031.

The Effects of Size and Inlet Conditions on Turbomachinery; J.O. Wiggins, Gas Turbine Division (TC-F), Caterpillar Tractor Company, Peoria, IL 61629.

Paper offerings not directly applicable to these topics should be submitted to: Professor T.H. Okiishi, Mechanical Engineering Dept., Iowa State University, Ames, IA 50011. They will be assigned either to this conference or to the 1981 Winter Annual Meeting.

## Order Information: GTD Lapel Buttons and Records

To order an ASME Gas Turbine Division turbine wheel (3/4-inch diameter) lapel button, send name, address and type of ASME membership along with a \$25.00 check (no charge to committee chairmen, vice-chairmen and exhibitors) to R. Tom Sawyer, Box 188, Ho-Ho-Kus, NJ, 07423. Copies of the 45 RPM record, "Onward and Upward with Gas Turbines" are also available for \$2.00 each.

1982 International Gas Turbine  
Conference and Exhibit  
April 18-22  
Wembley Conference Center  
London, England



View of Record Breaking Gas Turbine Exhibit at 1980 Conference

## Thru The Years . . .

**Tom Sawyer**  
*Publisher Emeritus*



In the last Newsletter I told how our Conferences started. Now, the 25th International Conference is over; we have come a long way during this time. Donald Hill, Director of Operations, has

made this 25th Conference the largest ever.

Our first International Conference overseas was in Zurich, Switzerland in 1966. Our last Newsletter referred to the 1966 Conference in Sydney, Australia, but that was actually held in 1969. In 1970 the Conference was held in Brussels, Belgium. We had a large exhibit hall, but it was out of the city and not convenient. Back in Zurich in 1974, the exhibit hall was in the city and convenient to the hotels. That year was the last Conference in Zurich as the Conference is now too large for the Zurich facilities.

In 1978 we went to Wembley, near London, England where there was an attractive, large hall. Everything worked out nicely; we will go back to Wembley in 1982 and will have larger exhibit facilities.

It is now expected to hold overseas Conferences in Europe every 4 years. As mentioned, one Conference was held in Sydney in 1969 and also in Tokyo in 1971. A big Conference was held in Tokyo in 1977, but it was handled entirely by those in Japan. We were glad to help them by getting many authors to present technical papers. Assistance in getting authors to prepare and present papers is also being done for a 3 day Conference in Melbourne, Australia this November. Several people from the Gas Turbine Division will be presenting papers there.

### CIMAC Congress in Helsinki, 1981

Plans are being formulated for the 14th CIMAC Congress to be held in Helsinki, Finland, June 8-12, 1981. CIMAC is an international council on combustion engines and is made up of participants from all over the world.

CIMAC encourages papers dealing with interesting gas turbine applications and new developments of any type with the exception of automotive and aircraft.

Participation in the 1981 Helsinki CIMAC Congress is welcomed and encouraged. For further information, contact: M. Vincent, Secretary General CIMAC, 10 Avenue Hoche, 75382 Paris Cedex 08, France.



Centennial Charter of Gas Turbine Division Presented to John P. Davis, Chairman (left) by Donald N. Zwiep, President, ASME.

### Gas Turbines at ASME Joint Power Generation Conference

The Electric Utilities Committee is sponsoring two sessions at the Joint Power Generation Conference to be held in Phoenix, Arizona, September 28 to October 2, 1980. Appropriate topics for papers concern gas turbine technology pertaining to utility turbine design, maintenance, unique applications, unique cycles, regulatory requirements and procedures. The panel session will focus on "Regulatory Considerations Which Affect Gas Turbines Including Combined Cycle Plants".

Papers for this conference must be submitted in final form by July 1, 1980, so time is extremely short. If you have a paper which might be presented, or if you know of someone who might be interested in presenting one, please contact: A.J. Auld, Senior Reliability Engineer, Westinghouse Electric Corp., CTSD-Mail Stop 130, P.O. Box 251, Concordville, PA 19331, phone (215) 538-4511.

### 5th International Symposium on Air Breathing Engines

The 5th International Symposium on Air Breathing Engines will be held in Bangalore, India, February 16-22, 1981. The symposium is co-sponsored by the International Air Breathing Propulsion Committee, the Indian Council of Scientific and Industrial Research, and the Indian Aeronautical Research and Development Board.

The technical content of the symposium has been chosen to have a wide interdisciplinary appeal. Key topics include: operational and economic aspects of engines; systems and integration; turbines; compressors; mechanical aspects in engine construction; fuels and combustion; advanced and hybrid propulsion systems; instrumentation and advanced measurement techniques.

Prospective authors are requested to submit three copies of an extended abstract (about 500 words). Send two copies to: Dr. James E. Bubbs, P.O. Box 846, Steamboat Springs, Colorado 80477, phone: (303) 879-2155. Send one copy of the extended abstract to: Organizing Secretary, 5th ISABE Propulsion Division, National Aeronautical Lab., Bangalore 560 017, India.

### Past Gas Turbine Division Technical Committee Chairmen Receive Recognition

For their service as Chairmen of Technical Committees from July, 1977 until June, 1979, Certificates of Appreciation were presented by the Gas Turbine Division Executive Committee to the following:

Committee	Past Chairman
Aircraft	Dennis E. Barbeau
Coal Utilization	George B. Manning
Combustion & Fuels	Jack M. Vaught
Electric Utilities	Donald H. Guild
Process Industries	John Patterson
Vehicular	Thomas M. Sebestyen

## New GTD Technical Committee Appointments

During its recent meeting in New Orleans, the GTD Executive Committee made the following Technical Committee appointments:

**Ceramics:** *Chairman* - William McGovern, U.S. Army MERAD; *Vice Chairman* - Edward Lenoe, AMMRC.

**Closed Cycles:** *Chairman* - Simion Kuo, United Technologies Research Center; *Vice Chairman* - Robert E. Thompson, Westinghouse Electric Corp.

**Controls:** *Chairman* - Jan Ederveen, Woodward Governor Co.; *Vice Chairman* - Roy W. Kiscaden, Westinghouse Electric Corp.

**Heat Transfer:** *Chairman* - Howard L. Julian, Kaiser Engineering; *Vice Chairman* - Darryl E. Metzger, Arizona State University.

**Manufacturing, Materials & Metallurgy:** *Chairman* - Kelly J. Mather, Mechanical Technology, Inc.; *Vice Chairman* - Lawrence T. Shiembob, Pratt & Whitney Aircraft.

**Marine:** *Chairman* - Milton Parker, The Garrett Corporation; *Vice Chairman* - John Halkola, Rohr Marine, Inc.

**Pipelines & Applications:** *Chairman* - T. C. Heard, General Electric Co.; *Vice Chairman* - H. D. Moy, Columbia Gulf Transmission Co.

**Structures & Dynamics:** *Chairman* - H. Arthur Nied, General Electric Co.; *Vice Chairman* - David H. Hibner, Pratt & Whitney Aircraft.

**Turbomachinery:** *Chairman* - L. H. Smith, Jr., General Electric Co.; *Vice Chairman* - Theodore H. Okiishi, Iowa State University.

The term of office is from July, 1980 through June, 1982. The Chairman and Vice Chairman of the Education Committee will be named at a later date.

### MARK YOUR CALENDAR 26th International Gas Turbine Conference and Exhibit

Albert Thomas Convention Center  
Houston, Texas  
March 8-12, 1981

## the gas turbine division newsletter

Volume 22, Number 2, April, 1980  
Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER,  
Gas Turbine Division, A.S.M.E., 6065 Barfield Road, Suite 218,  
Atlanta, Georgia 30328, U.S.A. (404/256-1744), Donald D. Hill,  
Director of Operations - Sue C. Collins, Staff Assistant.

**Chairman:** John P. Davis  
**Vice Chairman:** Arthur J. Wennerstrom  
**Editor:** Robert A. Harmon  
**Publisher Emeritus:** R. Tom Sawyer

### ... REGISTRATION DATA ...

## The 25th International Gas Turbine Conference and Exhibit NEW ORLEANS, MARCH 9-13, 1980

The final registration count has just been completed at the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. There were 3307 persons registered at the 1980 Gas Turbine Conference and Exhibit which was held in conjunction with the ASME Fluids Engineering Division's Conference. The 1980 registration represents an increase over 1979 and the quality of the registrants remains high from the gas turbine exhibitor's point of view. For example, there were 330 Presidents, Vice Presidents, General Managers and Directors registered.

Gas turbine user attendance increased this year to over 1200 registrants who stated they represented companies, organizations or agencies which have used or specified gas turbine engines. Also, 1064 persons indicated their employers were considering the use of gas turbine engines. Similar information on auxiliary equipment users will be released soon by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The Gas Turbine Conference and Exhibit continues to be a truly international meeting. There were 29 countries represented by the registrants and the United Kingdom led the list of foreign registrants. Canada was next, followed by Germany and Mexico.

## ASME Membership Information

Charles P. Howard, Chairman of Gas Turbine Division's Membership Development, stands ready to assist everyone with information on ASME membership. Howard's address: 14631 Crossway Road, Rockville, MD 20853 (301/921-3311).



## Gas Turbine Conference in Australia

The Society of Automotive Engineers Australasia is planning a three day Gas Turbine Conference in Melbourne, Australia, November 12-14, 1980. For further information regarding submission of papers and/or attendance, contact K. J. Cuming, Chairman, Gas Turbine Section, 14/499 St. Kilda Rd., Melbourne 3004, Australia or R. Tom Sawyer, Box 188, Ho-Ho-Kus, NJ 07423.

### GAS TURBINE DIVISION 1979-80

#### EXECUTIVE COMMITTEE 1979-80

**CHAIRMAN**  
JOHN P. DAVIS  
Transcontinental Gas Pipeline Corp.  
P. O. Box 1366  
Houston, Texas 77001  
713-871-2513

**VICE-CHAIRMAN**  
ARTHUR J. WENNERSTROM  
Aero Propulsion Lab (AFAPL/TB3)  
Wright Patterson AFB, Ohio 45433  
513-256-3775

**CHAIRMAN of CONFERENCES**  
KENNETH A. TELMER  
Woodward Governor Company  
1000 E. Drake Road  
Fort Collins, Colorado 80525  
303-482-5811

**REVIEW CHAIRMAN**  
NORMAN R. DIBELIUS  
General Electric Co.  
1 River Road, Bldg. 53-324  
Schenectady, N.Y. 12345  
518-365-9674

**FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN**  
EDWARD S. WRIGHT  
Product Planning Dept.  
Deere & Company  
John Deere Road  
Moline, Ill 61265  
309-752-5482

**DIRECTOR OF OPERATIONS**  
DONALD D. HILL  
International Gas Turbine Center  
6065 Barfield Rd. #218  
Atlanta, Ga. 30328  
404-256-1744  
**STAFF ASSISTANT**  
SUE COLLINS  
404-256-1744

**NEWSLETTER EDITOR**  
ROBERT A. HARMON  
25 Schaefer Drive  
Latham, N.Y. 12110  
518-785-8661

**TREASURER**  
R. TOM SAWYER  
P. O. Box 188  
Ho-Ho-Kus, N.J. 07423  
201-444-3719

**ASSISTANT TREASURER**  
THOMAS E. STOTT  
Stal-Level, Inc.  
400 Executive Blvd.  
Elmsford, N.Y. 10523  
914-592-4710

**EXHIBIT MANAGER**  
ROBERT L. WHITENER  
P. O. Box 17413  
Dulles International Airport  
Washington, D.C. 20041  
703-477-5761  
Telex: 899133

#### OPERATIONS

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER  
Gas Turbine Division  
The American Society of Mechanical Engineers  
6065 Barfield Road, Suite 218  
Atlanta, Georgia 30328  
Address Correction Requested

NON-PROFIT ORGANIZATION  
U.S. POSTAGE  
**PAID**  
ATLANTA, GEORGIA  
PERMIT NO. 2685

### ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

