

(社)日本ガスタービン学会 名誉会員の紹介

(社)日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方又は本学会に対し功勞のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員になることになっています。去る昭和59年4月27日第9期通常総会において次の方々が本学会の名誉会員になられましたのでご紹介致します。



井口 泉 君

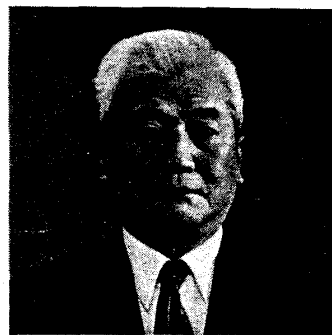
(大正2年9月1日生)

昭和11年3月 東京工業大学機械工学科卒業
昭和11年4月 石川島芝浦タービン(株)設計部
昭和36年10月 東京芝浦電気(株)設計部長, タービン技師長
昭和46年2月 東芝エンジニアリング(株)技監
昭和47年5月 防衛大学校機械工学科 教授
昭和54年4月 福井工業大学機械工学科教授
(現在に至る)

本会関係略歴

- (1) 昭和47年5月入会
- (2) 評議員 (GTCJ 第1, 2, 3, 4期)
(GTSJ 第1, 4, 7期)
- 理事 (GTSJ 第2, 3期)
- 副会長 (GTSJ 第5期)
- 会長 (GTSJ 第6期)
- 監事 (GTSJ 第8期)

現住所 東京都渋谷区神泉町 17-7



円城寺 一 君

(大正3年1月1日生)

昭和11年3月 東京帝国大学工学部機械工学科卒業
昭和11年4月 石川島芝浦タービン(株)入社
昭和36年10月 東京芝浦電気(株)タービン設計部長
昭和39年3月 同社 タービン工場長
昭和41年7月 同社 タービン事業部長
昭和43年5月 同社 取締役
昭和49年5月 同社 顧問
昭和50年5月 (株)電業社機械製作所取締役兼務(現在に至る)
昭和56年5月 日本原子力事業(株)監査役
(現在に至る)

本会関係略歴

- (1) 昭和47年6月入社
- (2) 会長 (GTSJ 第5期)
- 副会長 (GTSJ 第4期)
- 評議員 (GTCJ 第3, 4期)
(GTSJ 第1, 2, 3, 6, 7, 8期)
- 監事 (GTCJ 第2期)

現住所 東京都目黒区自由が丘 2-3-1

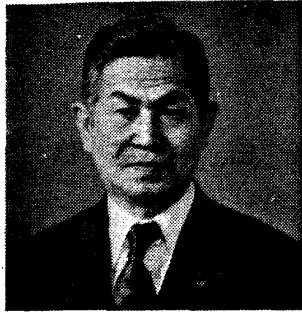
JOURNAL OF THE GAS TURBINE SOCIETY OF JAPAN

VOL. 12, No. 45, June, 1984

"Recent Manufacturing Technology of Gas Turbine Components"

- CONTENTS -

New Chairmans Comments	Masao KUBOTA	1
Monographs and Machinery Awarded the GTSJ Prizes		2
* Technical Comments *		
Recent Manufacturing Technology of Gas Turbine Components	Teruo MORISHITA	6
	Michio TAGUCHI	
	Yoshinori NODA	
	Eiichi IGARASHI	
	Takashi SHIKURA	
	Tomio SUGIMOTO	
	Toshimitsu KAMEDA	
	Shuichi NAKAMURA	
	Tokuro NISHIGORI	
	Keigo SAIKA	
	Yukitaka NAGANO	
	Hiromitsu TAKEDA	
	Yoshito KOBAYASHI	
	Tadaaki MATSUHISA	
	Masashi KUNIHIRO	
	Hiroshi UEDA	
* Data *		
Status of the Gas Turbine Production in Japan GTSJ 1983		76
* Report from GTSJ *		
The Panel Committee		81



第9期会長就任のあいさつ

窪田 雅 男

このたび、はからずも会員各位のご推挙により、本会の第9期会長に就任することになりました。本会は、いわゆる専門学会の一つとして、ガスタービンという限られた分野に関する学者・技術者の集りで、創立後12年、法人化後8年の浅きにも拘らず、正会員1297名、学生会員45名と、96社に上る賛助会員を擁して活発な活動を続けておりました、このような学会の会長に任ぜられたことは、私にとって身に余る光栄であり、まことに身の引きしめる思いであります。

本会の前身である日本ガスタービン会議が昭和47年6月に創設された際、日本機械学会がガスタービンに関する国際会議の剰余金を資金として提供された経緯があり、当時同学会の会計理事を勤めておりました私は、同学会会長に代ってお祝辞を申し上げた記憶があります。創設時は個人会員550名、賛助会員32社でございましたが、上記のような因縁もありまして、私は創設以来会員の一員として参加しておりますものの、私の主たる専門は機械工作・機械要素などに関する分野であり、ガスタービン技術の本流からは遠く、わずかに研究管理・技術行政・学会賞等の関係で関連をもつにすぎません。左様な次第で、私自身はガスタービンに関する造詣も浅く、第8期副会長1年という経験だけで本会の運営につきましても甚だ微力ではありますが、幸いに、専門分野に明るく、学会運営についても錬達のかたがたを副会長・理事にお願いすることができましたので、これら役員の方々のご協力と有能な事務局のご努力を頼りとして重責を果たして参りたいと存じます。

最近のガスタービン技術は、先端技術の一つとしてますます高度化し、材料技術・工作技術・潤滑技術など、関連分野の最高の成果を採り入れなければ成り立たない場合も少くありません。従って専門学会とは言っても、狭い分野の情報を会員

に提供すれば足りるという時代ではないと思われまます。本会としましては、内外の総会学会や関連各専門学会と緊密な連繫をとり、会員各位のお役に立つ情報センターたることを目標として努力致したいと考えます。

長期に亘り低迷を続けておりました世界の産業経済も、最近漸く上向きの傾向を見せておりますが、これを確実なものにする活力は、高度の技術開発に求める以外にないことが広く認識されております。ガスタービン関連にしましては、さらに高度の技術開発を進めることが要望されており、その情報交換の中心として本会に対する期待もまたきわめて大きなものがあります。

本会の経営面には、今後の発展を図る上から困難が増しており、積極的な増強対策を立てる必要があると考えられます。本会の使命達成のために会員各位の一層のご協力を切にお願いする次第であります。

おわりに、須之部会長をはじめとする第8期の役員のみなさんのご苦勞に心から感謝申上げて、会長就任のあいさつと致します。

日本ガスタービン学会賞（昭和59年度）報告

学会賞審査委員会 委員長 田中英穂

日本ガスタービン学会賞は本会創立10周年を記念して昭和57年に制定され、2年毎にガスタービンおよび過給機に関する優れた論文ならびに技術に対して贈られるものであります。今回は、論文については昭和54年12月以降58年11月迄に本会学会誌及び本会主催の国際会議 proceedings に公表された論文に対して、また、技術についてはガスタービンおよび過給機に関連し同上期間に完成された新技術に対して選考が行われました。

本会は学会賞内規（学会誌 昭和58年6月号97～8頁に掲載）にもとづき募集ならびに選考を行いました。すなわち、当該期間中に公表された論文90篇の中から編集委員会が推薦した15篇ならびに応募のあった新技術2件に対して、学・業界の権威者18名からなる審査委員会による慎重かつ公正な審査選考が行われました。その結果、下記のとおり論文5件、技術2件の受賞が決定されました。

受賞論文，技術の抄録

論文賞

1. 「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 中山 恒，鳥居卓爾，池川昌弘

〔日本ガスタービン学会誌8巻29号（昭55-6）〕

タービン翼の冷却方式を評価する尺度として「エントロピー生成」を導入した。高温ガスタービンの翼冷却を検討するには、主ガスから翼面への熱伝達、冷却流体と主ガスとの混合など、翼冷却がサイクル効率にもたらす熱力学的影響を考慮する必要がある。本評価法はこれらの影響を同一尺度に載せて包括的に評価するものである。

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かい冷却流路と、浸出冷却用の多数の開孔とから成る構造を考えた。空気、水蒸気を冷却流体に用いた場合と、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い、エントロピー生成を計算した。結論を要約すると次のようになる。

- (1) 空気、水蒸気の単相流冷却では主ガスとの混合によるエントロピー生成が他の要因のエントロピー生成にくらべきわめて大きい。
- (2) 浸出冷却は単純貫通流路（浸出無し）を用いる冷却にくらべ、主ガス温度が高くなるほど熱力学的に有利になる。
- (3) 水蒸発冷却は単相流冷却にくらべエントロピー生成が $\frac{1}{2}$ ～ $\frac{1}{3}$ と小さく熱力学的に望ましい冷却法である。

日本ガスタービン学会賞（昭和59年度）報告

学会賞審査委員会 委員長 田中英穂

日本ガスタービン学会賞は本会創立10周年を記念して昭和57年に制定され、2年毎にガスタービンおよび過給機に関する優れた論文ならびに技術に対して贈られるものであります。今回は、論文については昭和54年12月以降58年11月迄に本会学会誌及び本会主催の国際会議 proceedings に公表された論文に対して、また、技術についてはガスタービンおよび過給機に関連し同上期間に完成された新技術に対して選考が行われました。

本会は学会賞内規（学会誌 昭和58年6月号97～8頁に掲載）にもとづき募集ならびに選考を行いました。すなわち、当該期間中に公表された論文90篇の中から編集委員会が推薦した15篇ならびに応募のあった新技術2件に対して、学・業界の権威者18名からなる審査委員会による慎重かつ公正な審査選考が行われました。その結果、下記のとおり論文5件、技術2件の受賞が決定されました。

受賞論文，技術の抄録

論文賞

1. 「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 中山 恒，鳥居卓爾，池川昌弘

〔日本ガスタービン学会誌8巻29号（昭55-6）〕

タービン翼の冷却方式を評価する尺度として「エントロピー生成」を導入した。高温ガスタービンの翼冷却を検討するには、主ガスから翼面への熱伝達、冷却流体と主ガスとの混合など、翼冷却がサイクル効率にもたらす熱力学的影響を考慮する必要がある。本評価法はこれらの影響を同一尺度に載せて包括的に評価するものである。

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かい冷却流路と、浸出冷却用の多数の開孔とから成る構造を考えた。空気、水蒸気を冷却流体に用いた場合と、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い、エントロピー生成を計算した。結論を要約すると次のようになる。

- (1) 空気、水蒸気の単相流冷却では主ガスとの混合によるエントロピー生成が他の要因のエントロピー生成にくらべきわめて大きい。
- (2) 浸出冷却は単純貫通流路（浸出無し）を用いる冷却にくらべ、主ガス温度が高くなるほど熱力学的に有利になる。
- (3) 水蒸発冷却は単相流冷却にくらべエントロピー生成が $\frac{1}{2}$ ～ $\frac{1}{3}$ と小さく熱力学的に望ましい冷却法である。

2. Reheat Gas Turbine with Hydrogen Combustion between Blade Rows.

船舶技術研究所 菅 進, 森 下 輝 夫, 平 岡 克 英

['83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-27]

水素を燃料とする新しい形式の再熱ガスタービンを提案した。このガスタービンは、水素をタービン翼に導き、翼を冷却させたのち、後縁から噴出させ、主流の中で次の翼列までの間に燃焼させる、すなわち、多段再熱をタービン内で行わせるものである。

はじめに翼後縁から噴出した水素が高温高速の気流中で燃焼可能であることを、二次元高温翼列を用いた実験により確かめた。水素は800°C, 400 m/secの翼列後方のガス流れのなかで燃焼させることができた。

タービン内再熱の実現可能性をさらに実機により確かめるため、単段の実験タービンを試作した。水素はノズル翼から噴出させる。タービン入口ガス

温度は900°C, ロータ入口ガス温度は約1,000°C, 出力は550psである。動翼と静翼の軸方向距離には適当な長さが必要であり、実験タービンではこの距離を変えることができる構造にした。

水素の燃焼により、下流には半径方向および周方向に大きな温度分布が生じる。動翼やケーシングの過熱を避けるため、温度分布、特に半径方向分布はできる限り均一にする必要がある。このため、試作する実験タービンと同じノズル翼によるノズルセクタを用いた実験を行い、ノズルの外周側半分の高さから水素を噴き出すこと等により、ケーシング内壁の過熱を避けるとともに、ロータ入口で所要の温度分布が達成できることを示した。実験タービンの運転が近く予定されている。

3. Fully-Three Dimensional Flow Field Analysis through Turbine Stages — Comparison Between Computation and Experiments

榑東芝 小林 正, 鈴木篤英, 荒木達雄, 岡本安夫

['83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-45]

静翼と動翼とから成るタービン段落の三次元遷音速流れを精度良く計算するための新しい数値解析法を示した。タイムマーキング法を用いた本解析法は、コリオリ力を陽に含む相対速度表現の基礎式を用いているため、絶対速度表現を用いた従来の方法と較べて数値計算の精度上有利であり、差分法にDentonの方法を用いることにより計算時間の短縮をはかっている。静翼領域と動翼領域の結合部においては、周方向に全体として保存の式を適用し、不自然な均一化を行っていないので、静翼列と動翼列とが接近した段落についても精度良く解を求められる。

本解析法の妥当性を検証するため空気タービン試験を実施した。試験に用いたタービンは回転数13,000rpm, 圧力比2.0の単段軸流タービンであり、段落入口、静翼出口および段落出口の各位置で全

圧、流速および流れ角を測定すると共に、静翼面上の圧力分布を詳細に測定した。更に、翼列間で生ずる流面の三次元的なうねりを把握するため可視化試験も行った。

計算値と実験値とを詳細に比較することにより以下の結果を得た。

- (1) 静翼と動翼とを一括して扱う本解析法の妥当性が実験により確認できた。
- (2) 本解析法によれば、十分な精度で翼面上の静圧分布を求めることができる。
- (3) 性能上最も重要な静翼流出角について実験値と計算値は良く一致している。
- (4) 翼列間で生ずる流面の三次元的なうねりが実験的に確認され、更に計算値と良い一致をみた。

これより、本解析法は遷音速軸流タービンを設計する上で有益な方法になると結論される。

2. Reheat Gas Turbine with Hydrogen Combustion between Blade Rows.

船舶技術研究所 菅 進, 森 下 輝 夫, 平 岡 克 英

['83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-27]

水素を燃料とする新しい形式の再熱ガスタービンを提案した。このガスタービンは、水素をタービン翼に導き、翼を冷却させたのち、後縁から噴出させ、主流の中で次の翼列までの間に燃焼させる、すなわち、多段再熱をタービン内で行わせるものである。

はじめに翼後縁から噴出した水素が高温高速の気流中で燃焼可能であることを、二次元高温翼列を用いた実験により確かめた。水素は800°C, 400 m/secの翼列後方のガス流れのなかで燃焼させることができた。

タービン内再熱の実現可能性をさらに実機により確かめるため、単段の実験タービンを試作した。水素はノズル翼から噴出させる。タービン入口ガス

温度は900°C, ロータ入口ガス温度は約1,000°C, 出力は550psである。動翼と静翼の軸方向距離には適当な長さが必要であり、実験タービンではこの距離を変えることができる構造にした。

水素の燃焼により、下流には半径方向および周方向に大きな温度分布が生じる。動翼やケーシングの過熱を避けるため、温度分布、特に半径方向分布はできる限り均一にする必要がある。このため、試作する実験タービンと同じノズル翼によるノズルセクタを用いた実験を行い、ノズルの外周側半分の高さから水素を噴き出すこと等により、ケーシング内壁の過熱を避けるとともに、ロータ入口で所要の温度分布が達成できることを示した。実験タービンの運転が近く予定されている。

3. Fully-Three Dimensional Flow Field Analysis through Turbine Stages — Comparison Between Computation and Experiments

榑東芝 小林 正, 鈴木篤英, 荒木達雄, 岡本安夫

['83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-45]

静翼と動翼とから成るタービン段落の三次元遷音速流れを精度良く計算するための新しい数値解析法を示した。タイムマーキング法を用いた本解析法は、コリオリ力を陽に含む相対速度表現の基礎式を用いているため、絶対速度表現を用いた従来の方法と較べて数値計算の精度上有利であり、差分法にDentonの方法を用いることにより計算時間の短縮をはかっている。静翼領域と動翼領域の結合部においては、周方向に全体として保存の式を適用し、不自然な均一化を行っていないので、静翼列と動翼列とが接近した段落についても精度良く解を求められる。

本解析法の妥当性を検証するため空気タービン試験を実施した。試験に用いたタービンは回転数13,000rpm, 圧力比2.0の単段軸流タービンであり、段落入口、静翼出口および段落出口の各位置で全

圧、流速および流れ角を測定すると共に、静翼面上の圧力分布を詳細に測定した。更に、翼列間で生ずる流面の三次元的なうねりを把握するため可視化試験も行った。

計算値と実験値とを詳細に比較することにより以下の結果を得た。

- (1) 静翼と動翼とを一括して扱う本解析法の妥当性が実験により確認できた。
- (2) 本解析法によれば、十分な精度で翼面上の静圧分布を求めることができる。
- (3) 性能上最も重要な静翼流出角について実験値と計算値は良く一致している。
- (4) 翼列間で生ずる流面の三次元的なうねりが実験的に確認され、更に計算値と良い一致をみた。

これより、本解析法は遷音速軸流タービンを設計する上で有益な方法になると結論される。

4. Aerodynamic Characteristics of an Airfoil Oscillating in Transonic Flow between Parallel Walls

東京都立工科短期大学 白鳥敏正
東京大学 谷田好通

〔'83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-85〕

遷音速領域における翼列フラッタを考える上で、この領域特有の現象である翼間での流れのチョーク、衝撃波の発生を無視することはできない。特に翼面上に発生した衝撃波が何らかの原因で変動した場合、翼に大きな非定常揚力、非定常空力モーメントが誘起されることから、衝撃波の挙動が遷音速領域における翼列フラッタ発生条件に与える影響は大きいと考えられる。したがって衝撃波の挙動と翼列翼の非定常空力特性との関連を明らかにしておくことが重要になる。

以上のような観点に基づき、本研究は、その第一歩として、翼列として最も単純な場合（くい違い角 0° 、隣接翼が互いに逆位相で振動する場合）を想定し、すなわち平行壁間遷音速流中におかれた振動翼に関して、翼面上衝撃波の挙動に注目し

ながら、振動翼の非定常空力特性について調べたものである。

まず数値解析により、ねじり振動時、曲げねじり連成振動時について取扱い、ねじり振動時では衝撃波位置変動の翼振動に対する位相遅れは翼の無次元振動数にはほとんど依存せず、衝撃波後方流れ場の持つ攪乱伝播時間にほぼ比例し、その結果として、高振動数で衝撃波の位置変動が空力的不安定要因となることなど、振動翼面上の衝撃波位置変動とこれが翼の空力的安定性へ与える影響を明らかにした。さらにねじり振動時については実験を行い、実際に衝撃波位置変動を測定し、衝撃波挙動とこれが翼の空力的安定性へ与える影響を実証することができた。

5. Slipping Behavior and Fretting Fatigue in the Disk/Blade Dovetail Region

(株)日立製作所 服部敏雄, 坂田荘司, 大西紘夫

〔'83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-122〕

ガスタービン、軸流圧縮機等に用いられる動翼ダブテール部は、単に動翼の遠心力に対する保持のみでなく、動翼の振動に対する減衰部位としても重要な働きをすることは一般に言われており、種々報告されてきたが、この部分のすべり挙動、それに伴う振動減衰機構については現象が複雑で従来ほとんど解析されていなかった。また、このすべりからこのダブテール接触部でのフレットング疲労についても、特にジェットエンジン等の軸流圧縮機で報告されているが、遠心力、曲げ振動力両負荷を含めた応力解析をもとにした詳細な強度評価についてはほとんどなされていない。

本報告では、このダブテール部に引張力（遠心力に相当）、曲げ力（振動力に相当）両者を複合負荷できる試験装置を製作し、複合負荷下でのダブテール部の変形挙動、すべり挙動及び接触端部でのフレット

ング損傷状態を実測した。これらの結果と接触問題応力解析用FEMプログラムを用いた変形、すべりの解析結果及び接触端での応力変動の解析結果との比較を行い、ダブテール部の遠心強度、動翼振動減衰及びフレットング疲労強度を解析的に予測できることを確認した。動翼振動減衰については他の研究者の行ったモデル回転試験の結果との比較も行い、回転速度に依存する実際の振動中の振動減衰特性をも有効に説明できることを示した。最後に実機の実稼働中の動翼根元の振動応力と、それに応答するダブテール溝コーナ部の応力実測を行い特に巡回失速時のように著しく振動力が大きい領域では上述の定常的なすべり以外にチャタリングが観察され、この領域での詳細な減衰率算定にはさらにチャタリングも含めた動解析が必要であることを示した。

4. Aerodynamic Characteristics of an Airfoil Oscillating in Transonic Flow between Parallel Walls

東京都立工科短期大学 白鳥敏正
東京大学 谷田好通

〔'83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-85〕

遷音速領域における翼列フラッタを考える上で、この領域特有の現象である翼間での流れのチョーク、衝撃波の発生を無視することはできない。特に翼面上に発生した衝撃波が何らかの原因で変動した場合、翼に大きな非定常揚力、非定常空力モーメントが誘起されることから、衝撃波の挙動が遷音速領域における翼列フラッタ発生条件に与える影響は大きいと考えられる。したがって衝撃波の挙動と翼列翼の非定常空力特性との関連を明らかにしておくことが重要になる。

以上のような観点に基づき、本研究は、その第一歩として、翼列として最も単純な場合（くい違い角 0° 、隣接翼が互いに逆位相で振動する場合）を想定し、すなわち平行壁間遷音速流中におかれた振動翼に関して、翼面上衝撃波の挙動に注目し

ながら、振動翼の非定常空力特性について調べたものである。

まず数値解析により、ねじり振動時、曲げねじり連成振動時について取扱い、ねじり振動時では衝撃波位置変動の翼振動に対する位相遅れは翼の無次元振動数にはほとんど依存せず、衝撃波後方流れ場の持つ攪乱伝播時間にほぼ比例し、その結果として、高振動数で衝撃波の位置変動が空力的不安定要因となることなど、振動翼面上の衝撃波位置変動とこれが翼の空力的安定性へ与える影響を明らかにした。さらにねじり振動時については実験を行い、実際に衝撃波位置変動を測定し、衝撃波挙動とこれが翼の空力的安定性へ与える影響を実証することができた。

5. Slipping Behavior and Fretting Fatigue in the Disk/Blade Dovetail Region

(株)日立製作所 服部敏雄, 坂田荘司, 大西紘夫

〔'83 Tokyo International Gas Turbine Congress, Paper No IGTC-122〕

ガスタービン、軸流圧縮機等に用いられる動翼ダブテール部は、単に動翼の遠心力に対する保持のみでなく、動翼の振動に対する減衰部位としても重要な働きをすることは一般に言われており、種々報告されてきたが、この部分のすべり挙動、それに伴う振動減衰機構については現象が複雑で従来ほとんど解析されていなかった。また、このすべりからこのダブテール接触部でのフレットング疲労についても、特にジェットエンジン等の軸流圧縮機で報告されているが、遠心力、曲げ振動力両負荷を含めた応力解析をもとにした詳細な強度評価についてはほとんどなされていない。

本報告では、このダブテール部に引張力（遠心力に相当）、曲げ力（振動力に相当）両者を複合負荷できる試験装置を製作し、複合負荷下でのダブテール部の変形挙動、すべり挙動及び接触端部でのフレット

ング損傷状態を実測した。これらの結果と接触問題応力解析用FEMプログラムを用いた変形、すべりの解析結果及び接触端での応力変動の解析結果との比較を行い、ダブテール部の遠心強度、動翼振動減衰及びフレットング疲労強度を解析的に予測できることを確認した。動翼振動減衰については他の研究者の行ったモデル回転試験の結果との比較も行い、回転速度に依存する実際の振動中の振動減衰特性をも有効に説明できることを示した。最後に実機の実稼働中の動翼根元の振動応力と、それに応答するダブテール溝コーナ部の応力実測を行い特に旋回失速時のように著しく振動力が大きい領域では上述の定常的なすべり以外にチャタリングが観察され、この領域での詳細な減衰率算定にはさらにチャタリングも含めた動解析が必要であることを示した。

技術賞

1. 発電用1000 kVA ガスタービンの開発

㈱神戸製鋼所 永田 有世, 坂本 雄二郎, 須 鐘 護
石 上 久 之, 木 下 史 郎

1000~3000 kVA以下の非常用発電設備では、ガスタービンの長所が認められて、近年広く採用されるようになって来た。このガスタービン(形式名GT1)は、このようなユーザーニーズに対応するために、独自の技術により開発されたものである。

GT1の開発思想は、低コストと高い信頼性を得ることにある。このために以下のような特徴を備えている。

- 1) 単段遠心圧縮機、単段ラジアルインフロータービンを持った1軸式である。
- 2) 部品点数はエンジン本体で150点、減速機を含めて260点と在来機種に比べ大幅に低減された。
- 3) ロータ部品のうち、タービンホイールを除く全てに精密鋳造品を採用した。

- 4) 高温側軸受はタービンとコンプレッサの間に配置され、高温の排気ガスに晒されるのを防いでいる。低温側軸受とも鉱物油を使用した、制振効果の大きいチルチングパッド式油膜軸受である。
- 5) 単筒単ノズル式燃焼器で、燃料に対する適応性が高い。また確実に着火する。
- 6) 排気中のNO_xは15% O₂換算で66ppmと低い。
- 7) エンジン構造が簡単で、かつ頑丈なため、特殊な技術や設備がなくても、分解組立が可能である。

40°C, 760 mm Hg, 吸排気抵抗100/200 mm H₂Oにおける性能は、軸出力: 1224 PS, 燃料消費率: 323 g/PSh, ロータ回転数: 31280 rpm, 排気流量5.8 kg/sである。

2. 低慣性モーメント小型ターボ過給機の開発

㈱日産自動車 住 泰 夫, 川 崎 肇, 河 辺 訓 受
西 口 文 雄, 野 口 雅 人

本技術はターボ過給機付き機関搭載車の加速性を改善する一つの方策としてターボ過給機の慣性モーメントの低減に着目したものである。ターボ過給機の回転部分の慣性モーメントはタービンロータが80%以上を占めており、さらにタービンロータは外径の大きな位置にある羽根のしめる割合が大部分である。すなわちターボ過給機の慣性モーメントはタービンロータの羽根枚数に比例するといえる。よって、可能な限り羽根枚数を少なくすることが本技術の基本的なコンセプトであった。

この実現のためには羽根枚数の減少によるタービン効率の低下という問題点を解決する必要があった。一般にタービンの羽根枚数は翼面負荷によって制限されることが多く、特に乗用車などに用いられているような小型ターボ過給機に用いられる半径流タービンにおいては、半径方向から流入した流体が軸方向にほぼ90度流れ方向を変化するため、ハブ側での流速がシュラウド側に比し、極端

に低下し、ときには逆流が生じることもある。

このために本開発においては、先ずタービン翼車内の流れの理論的数値解析を行うことにより、タービンロータ入口の速度分布、とくにハブ側の速度分布を改善するために曲り翼を採用し翼面負荷を減らし、空力性能の低下をおこさないで羽根枚数を減少させることを可能とした。この設計概念により他に例をみない9枚の羽根枚数で同クラス既製機(羽根枚数11枚)と同じタービン効率を実現し、この結果ターボ過給機の慣性モーメントを約25%減少させることができ、車輛の加速性能を改善することに成功した。

また、超耐熱合金およびアルミ合金の精密鋳造技術についても独自に開発し、精密鋳造・機械加工・組立の一貫生産態勢を整え、昭和57年3月より量産が開始され中型乗用車に装着、市販されており、市場において性能・耐久信頼性につき高く評価されている実績がある。

技術賞

1. 発電用1000 kVA ガスタービンの開発

㈱神戸製鋼所 永田 有世, 坂本 雄二郎, 須 鐘 護
石 上 久 之, 木 下 史 郎

1000~3000 kVA以下の非常用発電設備では、ガスタービンの長所が認められて、近年広く採用されるようになって来た。このガスタービン(形式名GT1)は、このようなユーザーニーズに対応するために、独自の技術により開発されたものである。

GT1の開発思想は、低コストと高い信頼性を得ることにある。このために以下のような特徴を備えている。

- 1) 単段遠心圧縮機、単段ラジアルインフロータービンを持った1軸式である。
- 2) 部品点数はエンジン本体で150点、減速機を含めて260点と在来機種に比べ大幅に低減された。
- 3) ロータ部品のうち、タービンホイールを除く全てに精密鋳造品を採用した。

- 4) 高温側軸受はタービンとコンプレッサの間に配置され、高温の排気ガスに晒されるのを防いでいる。低温側軸受とも鉱物油を使用した、制振効果の大きいチルチングパッド式油膜軸受である。
- 5) 単筒単ノズル式燃焼器で、燃料に対する適応性が高い。また確実に着火する。
- 6) 排気中のNO_xは15% O₂換算で66ppmと低い。
- 7) エンジン構造が簡単で、かつ頑丈なため、特殊な技術や設備がなくても、分解組立が可能である。

40°C, 760 mm Hg, 吸排気抵抗100/200 mm H₂Oにおける性能は、軸出力: 1224 PS, 燃料消費率: 323 g/PSh, ロータ回転数: 31280 rpm, 排気流量5.8 kg/sである。

2. 低慣性モーメント小型ターボ過給機の開発

㈱日産自動車 住 泰 夫, 川 崎 肇, 河 辺 訓 受
西 口 文 雄, 野 口 雅 人

本技術はターボ過給機付き機関搭載車の加速性を改善する一つの方策としてターボ過給機の慣性モーメントの低減に着目したものである。ターボ過給機の回転部分の慣性モーメントはタービンロータが80%以上を占めており、さらにタービンロータは外径の大きな位置にある羽根のしめる割合が大部分である。すなわちターボ過給機の慣性モーメントはタービンロータの羽根枚数に比例するといえる。よって、可能な限り羽根枚数を少なくすることが本技術の基本的なコンセプトであった。

この実現のためには羽根枚数の減少によるタービン効率の低下という問題点を解決する必要があった。一般にタービンの羽根枚数は翼面負荷によって制限されることが多く、特に乗用車などに用いられているような小型ターボ過給機に用いられる半径流タービンにおいては、半径方向から流入した流体が軸方向にほぼ90度流れ方向を変化するため、ハブ側での流速がシュラウド側に比し、極端

に低下し、ときには逆流が生じることもある。

このために本開発においては、先ずタービン翼車内の流れの理論的数値解析を行うことにより、タービンロータ入口の速度分布、とくにハブ側の速度分布を改善するために曲り翼を採用し翼面負荷を減らし、空力性能の低下をおこさないで羽根枚数を減少させることを可能とした。この設計概念により他に例をみない9枚の羽根枚数で同クラス既製機(羽根枚数11枚)と同じタービン効率を実現し、この結果ターボ過給機の慣性モーメントを約25%減少させることができ、車輛の加速性能を改善することに成功した。

また、超耐熱合金およびアルミ合金の精密鋳造技術についても独自に開発し、精密鋳造・機械加工・組立の一貫生産態勢を整え、昭和57年3月より量産が開始され中型乗用車に装着、市販されており、市場において性能・耐久信頼性につき高く評価されている実績がある。



最近のガスタービンの製造技術 特集号発刊にあたって

編集委員長(8期) 森下輝夫(船舶技術研究所)

恒例の年に1度の特集号として「最近のガスタービンの製造技術」特集号をお送りいたします。

ガスタービンやジェットエンジンの高性能化にともない最近のエンジンの各要素や部品はますます複雑精緻になり、生産現場に直接関係しない人々にとっては驚きとともに一体どうして作るのだろうかという疑問が湧いてきます。

ところで、これまでの本会誌の内容をふり返ってみますと、ガスタービンの性能、流力、燃焼伝熱といった事柄は割合多く登場しますが、製造技術については極めて僅かしか採り上げられておりません。どんなに優れた着想や研究でも、実際のエンジンとして「物」に出来なくては「画にかいた餅」となってしまいます。

以上のような事情から、生産技術を専門としない方々を主たる対象に、ガスタービン全体について製造技術の最近の状況と将来の動向を各社の第一人者から解説していただくことにしました。

構成はガスタービンの各要素・部品毎にその製造法を解説するという風にしました。そのほうが生産技術が専門でない読者には理解しやすいと考えたからです。さらに、重要と思われる加工法についてはその原理や基本操作について適宜説明されており、製品の検査・試験法についても触れられております。こうした加工技術の粋をつ

くして作られたガスタービンの、ユーザが語る使用実績をもって本特集の最後を締括ってあります。

本特集記事は多数の方々に執筆していただきましたので記述にはそれぞれ精粗多少の差が感じられますが、ガスタービンのほぼすべての部分の製造法が網羅されていると思います。

読者の中には各社の宣伝臭を感じられる方がおいでかもしれませんが、これは執筆者がかなり立入った内容を述べたことからくるのであって、読者の御容赦をお願いしたいと思います。また、記述が抽象的あるいは省略を感じられる個所があるかもしれませんが、それは本特集号のテーマが各社の企業秘密に関係することが多い事情によるためであります。記述が不十分な場合でも、実際の技術は記述より進んでいることはあってもそれを下まわることはないということを各社の名誉のために編集者として付言しておきたいと思います。読者の御賢察をお願いします。

最後に大変書き難いテーマについて貴重な原稿をお寄せいただいた執筆者各位に厚くお礼申し上げます。また本特集の企画と実行は、企業出身の編集委員が多数おられたから可能だったので、本学会の特色が十二分に発揮されたと思っております。御協力に深く感謝する次第であります。

1. 遠心式圧縮機用インペラの加工技術

川崎重工業㈱ 田口道夫
" 野田義則

1. まえがき

小・中型ガスタービンや過給機等に用いられている遠心式圧縮機のインペラ製造方法(翼形成と

いう点において)には、精密鑄造法と、削り出し法(倣い加工とNC加工があるが、最近ではNC加工がほとんど)がある。どちらを採用するかは、



最近のガスタービンの製造技術 特集号発刊にあたって

編集委員長(8期) 森下輝夫(船舶技術研究所)

恒例の年に1度の特集号として「最近のガスタービンの製造技術」特集号をお送りいたします。

ガスタービンやジェットエンジンの高性能化にともない最近のエンジンの各要素や部品はますます複雑精緻になり、生産現場に直接関係しない人々にとっては驚きとともに一体どうして作るのだろうかという疑問が湧いてきます。

ところで、これまでの本会誌の内容をふり返ってみますと、ガスタービンの性能、流力、燃焼伝熱といった事柄は割合多く登場しますが、製造技術については極めて僅かしか採り上げられておりません。どんなに優れた着想や研究でも、実際のエンジンとして「物」に出来なくては「画にかいた餅」となってしまいます。

以上のような事情から、生産技術を専門としない方々を主たる対象に、ガスタービン全体について製造技術の最近の状況と将来の動向を各社の第一人者から解説していただくことにしました。

構成はガスタービンの各要素・部品毎にその製造法を解説するという風にしました。そのほうが生産技術が専門でない読者には理解しやすいと考えたからです。さらに、重要と思われる加工法についてはその原理や基本操作について適宜説明されており、製品の検査・試験法についても触れられております。こうした加工技術の粋をつ

くして作られたガスタービンの、ユーザが語る使用実績をもって本特集の最後を締括ってあります。

本特集記事は多数の方々に執筆していただきましたので記述にはそれぞれ精粗多少の差が感じられますが、ガスタービンのほぼすべての部分の製造法が網羅されていると思います。

読者の中には各社の宣伝臭を感じられる方がおいでかもしれませんが、これは執筆者がかなり立入った内容を述べたことからくるのであって、読者の御容赦をお願いしたいと思います。また、記述が抽象的あるいは省略を感じられる個所があるかもしれませんが、それは本特集号のテーマが各社の企業秘密に関係することが多い事情によるためであります。記述が不十分な場合でも、実際の技術は記述より進んでいることはあってもそれを下まわることはないということを各社の名誉のために編集者として付言しておきたいと思っております。読者の御賢察をお願いします。

最後に大変書き難いテーマについて貴重な原稿をお寄せいただいた執筆者各位に厚くお礼申し上げます。また本特集の企画と実行は、企業出身の編集委員が多数おられたから可能だったので、本学会の特色が十二分に発揮されたと思っております。御協力に深く感謝する次第であります。

1. 遠心式圧縮機用インペラの加工技術

川崎重工業(株) 田口道夫
" 野田義則

1. まえがき

小・中型ガスタービンや過給機等に用いられている遠心式圧縮機のインペラ製造方法(翼形成と

いう点において)には、精密鑄造法と、削り出し法(倣い加工とNC加工があるが、最近ではNC加工がほとんど)がある。どちらを採用するかは、

量産・非量産，材質，大きさ，精度，製作期間等に関連する。一般的に，鋳造法は量産向きで，削り出し法（NC加工法）は，非量産・試削に適しており，また，鋳造が困難な材質や大物にも適用できる。

本稿では，インペラの削り出し加工を取り上げ，その要点である翼のNC加工における使用機械や工具，NCテープの作成方法等について，簡単に紹介する。

2. 使用機械

インペラの翼加工には，同時5軸制御のマシニングセンタを使用している。

翼面を削る場合，工具（エンドミル）の先端を使うより外周部を使う方が能率的で，しかも表面アラサの向上が図れる。そのためには，翼面に工具の側面を連続的に沿わす必要があり，捩れを持った翼では，工具軸の向きは刻々変化する。

この工具の位置と方向を制御するために，同時

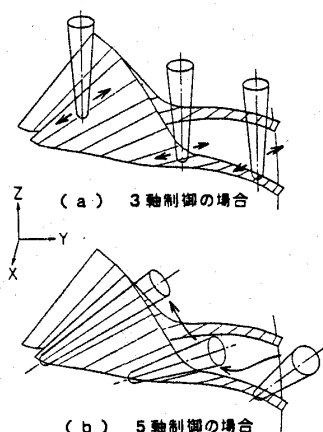


図1. 翼面加工における3軸制御と5軸制御の比較

5軸制御が必要となる。図1に翼面加工における3軸制御と5軸制御の違いを示す。3軸制御の場合は工具先端での点切削になるため，5軸制御の場合の工具外周による線切削に比べ，能率が極端に劣るだけでなく，切残しが生じ，後工程の仕上げ作業に要する時間も多くなり不利である。

図2は，当社に設置している5軸マシニングセンタの1機種である。X・Y・Zの直線軸と，B（水平面回転テーブル）およびC（垂直面回転テーブル）の回転軸をふたつ持った5軸制御機で，当社では，C軸テーブル直径が400から600mmのも

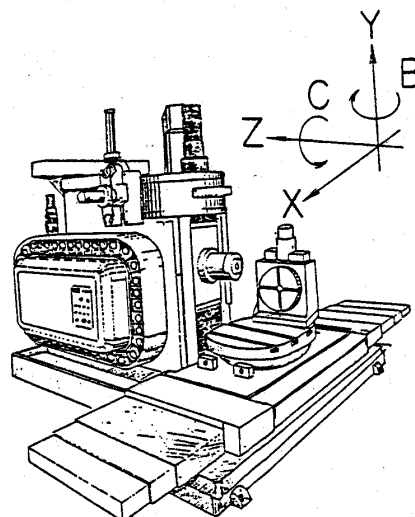


図2. 同時5軸マシニングセンタ

のまでを設置している。

3. インペラの翼形状

同時5軸制御で，工具側面を翼面に沿わせながら加工するためには，翼面が工具の包絡面であることが条件である。つまり，翼面が母線で形成されている必要がある。母線がない場合は，3軸制御加工の場合と同様に，工具先端による点切削となり，製造上は不利である。特殊な場合を除き，翼面が母線で形成されているインペラが多い。あるいは，設計時点でインデューサ部を分離し，各各を母線形とするものもある。



写真1. 5軸制御加工されたインペラ試作品

写真1は，当社で生産している産業用ガスタービンのインペラの試作品で，同時5軸制御マシニングセンタで削り出したものである。翼形状は，

図3のように翼を母線を含む平面で切断した各断

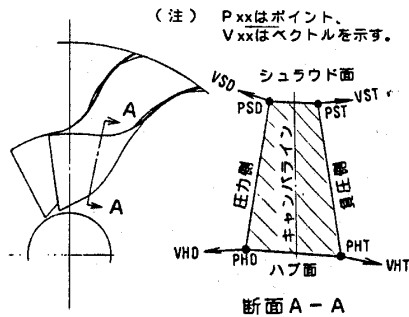


図3. 翼面データの表し方

面を、4点の座標と翼面の法線ベクトルで表している。他の形式で翼形状が与えられる場合もあるが、5軸制御加工の場合は全てこの形に変換する。

4. 工具軌跡の求め方

NCテープ作成上の最大の要点は、工具側面を翼面に沿わせること(工具オフセット)にある。すなわち、工具側面が翼面母線に接し、かつ先端がハブ面に接する状態での工具の位置と方向を求める操作である。現在、このような処理を行う汎用的なNC加工用ソフトウェアはない。多軸制御用のNCテープ作成プログラムとして知られているAPTIVにおいても、自由曲面に工具側面を沿わせるという機能には限界がある。

しかし、APTIVは、FORTRANに近い演算機能を有し、制限があるものの自由曲面に対する同時5軸制御加工が可能であり、またポスト処理(工具位置、送り速度、主軸回転等に関するデータから、特定の機械に合ったNCテープを作るための処理)に利用できることから、当社では、インペラ加工のNCテープ作成にAPTIVを使用し、その利用技術の確立を図ってきた。

4-1. 翼面加工 翼面仕上げ加工に使用する工具のほとんどは、テーパ付きのボールエンドミルである。これは、翼のフィレットR3~8mmに対し、翼の高さは最も高い空気入口部で、フィレットRの20から30倍もあり、ストレート工具では剛性が不足するためである。

オフセット位置は、図3のデータ(点と面法線ベクトル)から、APTIVの演算機能と曲面への位置決め機能を用いて求める。各断面について求めた工具オフセット位置(方向を含む)に、連続し

て位置決めすることで、翼面仕上げの工具軌跡が得られる。

翼面荒加工の工具軌跡は、法線方向の仕上代を変更し同様の手順で求める。翼面の荒加工においては、翼間最狭部(入口側)の加工が最も時間がかかり、また、工具の倒れによる翼面への食い込みが生じやすいため加工困難である。仕上げ用工具は、剛性を上げるため翼に干渉しない程度に精一杯太く作るため、荒加工にそれより太い工具は使えない。このため、図4の断面A-Aに示すように、仕上用工具の底を段階的に切り取った形状

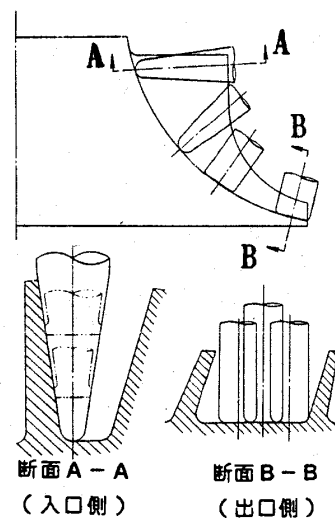


図4. 翼面およびハブ面の削り方

の工具を作り、同一軌跡で短かいものから順番に翼間を通し荒加工を行っている。また、最狭部の荒加工に、サイドカッタを使用する場合もある。

4-2. ハブ面加工 翼間のハブ面加工においては、工具先端がハブ面にのみ沿って動けばよく、翼面に沿った工具軌跡を必ずしも作る必要はない。ここではAPTIVの自由曲面(SS: Sculptured Surface)の諸機能を利用し、工具軌跡を求めている。

空気出口側は、図4に示すように、工具軸をハブ面に直角に制御(NORMPS機能)して、空気の流れ方向に動かし領域切削する。工具は、ラジアスエンドまたはボールエンドのストレートエンドミルを使用し、能率を上げるためにできるだけ太いものを選ぶ。

空気入口側では翼間が狭くなるため、翼面のカーブに応じた工具軌跡をつくる。工具軌跡は、キャンバライン(翼厚中心線)を翼と翼の中間に回転

させ、それに連続的に位置決めすることによって求める。工具は、翼との干渉を避けるため、翼面荒加工用のボールエンドミルを用いる。

ハブ面には、工具径とピッチにより波形の切残しができる。山の高さは、出口側で最も高く、入口側ではほとんどなくなる。切残しの山は手仕上げによって平滑にするため、できるだけ小さくするようにピッチを決める。

5. 作画チェックとテストカット

プログラムを完成させていく過程において、翼形状のプロット図とテストカットを欠くことはできない。インペラの翼加工における両者の利用の目的は、プログラムのミスをチェックするというより、むしろプログラミングのためといった方が適切であろう。

プロット図の作画には、APTIVと連結した対話形式の作画プログラムを使用している。プロット図は、使用目的に応じ、翼をいろいろな方向から見たもの、部分的に拡大したもの、ある断面をとったもの等種々用意し、工具と翼とのおおよその干渉チェック、各加工における切削始終点や切削深さの予測等に利用する(図5)。

テストカットは、大きく次の2段階に分かれる。

(1) アルミ材でのテストカット

図3のような設計データからは翼の具体的な形状を知ることができない。したがって、プロット

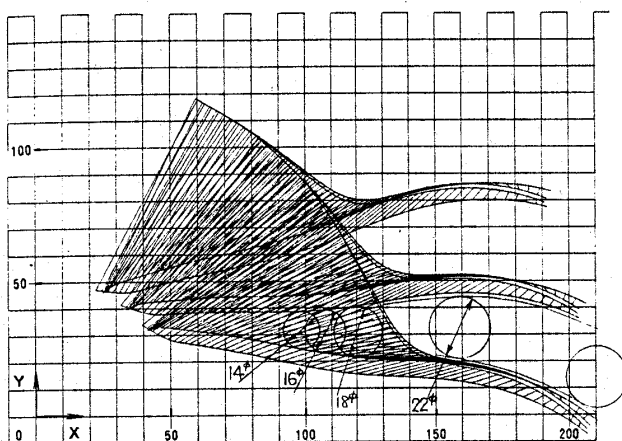


図5. 翼面データのX-Yプロット図

図から一応決めた工具によって、被削性の良いアルミ材で翼面および翼間を削り出し、まず翼形状を具体的に作り出す。しかる後に、干渉を生じない程度に充分剛性のある工具形状を決定する。同

時に、荒加工から仕上げ加工までの加工手順を決定する。それに従ってプログラミングし、一通りのNCテープを作成し再度アルミ材を削り出す。ここでは、各々の工具について、近づき・逃げのクリアランスをチェックし、干渉がなく、しかもエアーカットの時間が最小になるよう、切削始終点を決める。

このアルミ材でのテストカット → NCテープのデバッグは、数回繰り返される。これらのチェック時に、プロット図を併用することにより、デバッグの効率を上げている。

(2) 正規材でのテストカット

アルミ材でのテストカットがOKとなった後、正規材をテストカットする。ここでは、工具の翼への食い込み、倒れ等をチェックし、切削条件を適切なものとする。さらに、翼を複数枚削り出し、工具寿命を予測し刃具交換の時期を決定し、プログラムを完成させる。

6. 使用工具

翼加工に使用する工具は、加工能率の向上と加工精度を確保するために最適化する。そのため、ハブ面加工や荒加工に使用する一部のストレートエンドミルを除き、市販のできあいの工具は使用できず、特注品となる。しかし、前述のように、設計データから具体的な翼形状を事前に知ることができず、翼形状のプロット図やアルミ材でのテストカットによる干渉チェック等を行ってからのと、最終的な工具形状が決まらない。したがって初回製品の場合、工具メーカーに特注しては製品の納期に間に合わないため、当社では、社内の集中研磨部門で製作することにより対処している。写真2は、過給機のインデューサ用に、社内製作した専用工具である。内作することにより、

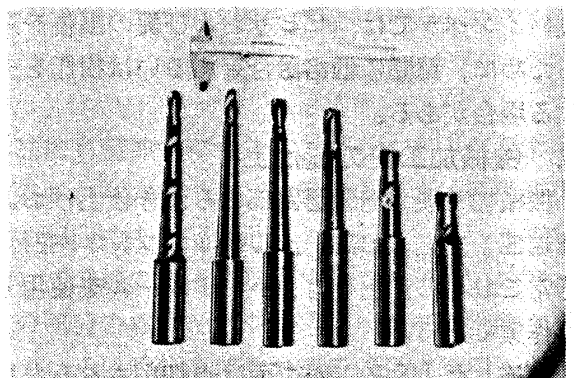


写真2. 専用工具の例(インデューサ加工用)

工具の仕様変更への対応が速く、また、テストカットによりすくい角・逃げ角等を微妙に調整できるなど、きめ細かい対応が可能となり効果を上げている。

7. 加工精度および測定

加工精度に影響を及ぼす要因としては、工具オフセットの誤差、機械精度、工具の倒れ、翼の逃げなどがある。このうち、工具の倒れと翼の逃げによる影響が最も大きい。これらの影響を少なくするには、可能な限り太い工具を使用する、翼面の仕上代を少なくする、切削条件を適正にする等が必要である。また、アップカットで削るよりもダウンカットで削る方が、翼厚が厚くなる傾向があるため、切削方向も考慮する必要がある。図6に、インデューサの翼形状誤差を測定した例を示す。

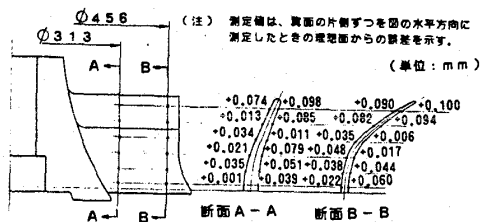


図6. 翼形状誤差の測定値の例

インペラ翼形状を測定できる汎用的な測定器はない。当社では、専用測定器を製作し使用している。

8. 翼加工後のシュラウド面のフレ取り

翼削り出しによって、旋削加工されたシュラウド面にフレが出る。翼加工後、インペラハウジングとのクリアランスを確保するために、シュラウド面の仕上げ旋削が必要である。取り代は、材質・翼形状等によって異なるが、0.1~0.5mmぐらいである。断続切削になるため、翼厚が薄く翼高さが高いインペラでは、ビビリおよび翼の損傷を避けるために、翼間に低溶融合金あるいは樹脂を充填する場合がある。

9. 機械加工後の翼仕上げ

機械加工後、空気通路部のみがき仕上げおよび翼端部(空気入口部・出口部)のブレンドを行う。通常これらの仕上げは、ハンドツールを使用した手作業である。

前述したように、ハブ面は点切削されるため、波形の切残しができる。この山を手仕上げによ

て落とし平滑に仕上げる。インペラが難削材の場合、この作業には多くの時間を要する。インペラによっては、山の最大高さや山の最低本数を規定して、切残しを許容しているものもある。

翼面は、工具外周で削られるため63~80 μ in.程度の表面アラサが得られ、ほとんど手仕上げの必要はない。

翼端部については、機械加工できない部分のブレンドを行う。特に入口部は、翼間が狭く工具干渉が起りやすいため、機械加工で完全に仕上げるのは困難であり手仕上げが必要となる。また、翼面と翼先端Rとの継ぎ部分は、機械加工で完全に滑らかに継ぐことは困難であり、手仕上げを必要とする。

欧米の航空機エンジンメーカーでは、インペラの仕上げ工程に流体研磨機械工作法(Abrasive Flow Machining, 以下AFMと呼ぶ)がかなり適用され、仕上げ時間の削減および表面アラサの向上(125 μ in. → 32 μ in.以下)等に効果を上げている。AFMは、メディア(Media)と呼んでいるシリコンカーバイド等の研磨剤と粘性流体のベースとの混合物を、一定の圧力で被加工物を通路として流動させ、バリ取り・R付け・表面仕上げ等を行う工作法である。当社でも、数年前よりテストを進めてきたが、良い結果が得られており、今後、製品への適用を図っていく計画である。

10. あとがき

当社では、同時5軸制御によるインペラのNC加工を始めてから10年あまり経過し、その間NCソフトウェアの開発および加工技術の充実を図り、現在では、それらの技術は一応確立された。

しかし、インペラが高性能化するにつれ、産業用でも鋳造が困難なチタン材が使用されつつあり、従来精密鋳造が中心であった量産インペラにおいても、削り出し加工の傾向が強まってきている。このような情勢に対応していくためには、NCテープの作成および加工におけるより一層の能率向上を図っていかなければならない。

NCテープ作成においては、テストカットせずに対話形式で加工のプランニングを進めていき、NCテープが出力されるようなシステムの開発が必要である。一例として、当社では、昨年IBM社よりCATIA(Computer - graphics Aided Three

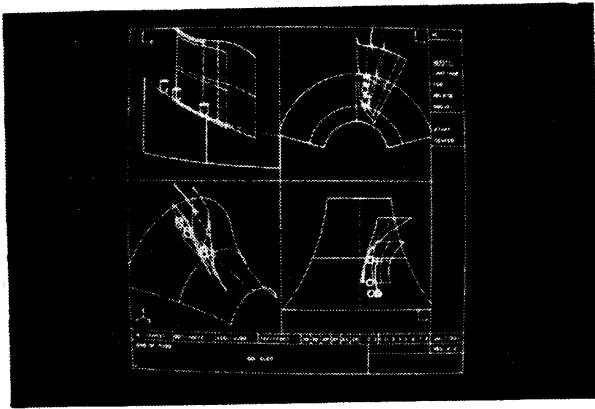


写真3. CATIA表示画面の例

Dimensional Interactive Application)を導入し、テストを進めている(写真3)。

加工においては、切削量が多い、翼との干渉から工具の大きさが制限されるというインペラ翼加工の性格上、現状のような単頭機での能率向上には限度があり、一度に複数のワークが加工できる多頭工作機械が必要となってくる。

2. 軸流圧縮機翼の製造技術

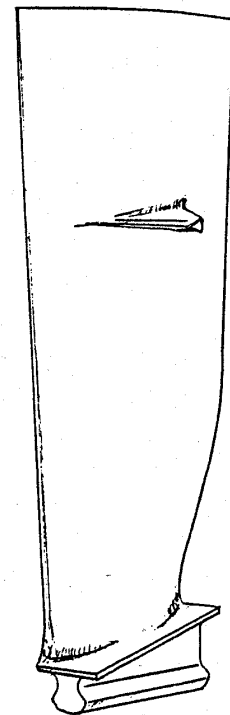
石川島播磨重工業K.K. 五十嵐 栄一

1. 圧縮機動翼

ガスタービンの圧縮機の動翼は、エンジン性能のきめ手となるだけに、翼形の精度の要求はますます高くなって来ている。品質的にも、高速回転するうえ、特に軸流の場合は、破損した場合後方の部品を連鎖的に破壊を起させるため高い信頼性が要求される。

動翼に使用される材料は、従来は13クロム系ステンレス鋼が最も基本であったが、今日では低圧側はチタニウム合金、高圧側はニッケル合金が使われるのが主流になっている。

旅客機用のエンジンでは推進効率のよいファンエンジンが最も多いといえるが、ファン動翼は大型となり、軽量で強じんである関係でチタニウム合金が普通に使われている。素材は大型であるのでチタニウムの鍛造性がよくない関係から精密鍛造より、荒鍛造素材又は半精鍛素材が多く、従って、翼面の機械加工が必要となる。これは倣加工によって数枚同時加工で転削で翼の最終形状に仕上げる。表面粗度を向上するためには倣研削が必要であるがチタニウム合金の場合、機械的研削法は砥石の目づまりなどが起り易く、焼けを生じ、更には研削割れを生ずる原因となるため行うことが出来ない。表面の最終仕上げはいきおいベルト研削盤を用いて仕上げにたよることになり、あまり効率的でない。この作業は翼の加工の中で肉



第1図 ファン動翼

体的にも精神的にも最もきびしいものが要求される。しかも大型のファン動翼の場合は振動防止のため翼面の中央部附近にスナッパーという突起をつけて隣接の翼と連結させることが多いので、この部分の機械加工や手仕上げが更に困難さを増している。手仕上げの研磨の場合に能率を上げるために力を入れすぎると火花が発生し、表面に研

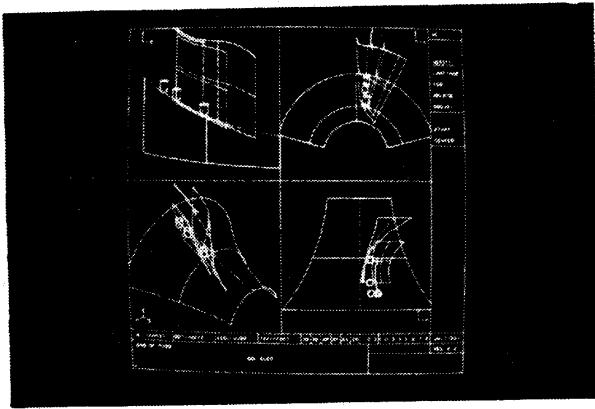


写真3. CATIA表示画面の例

Dimensional Interactive Application)を導入し、テストを進めている(写真3)。

加工においては、切削量が多い、翼との干渉から工具の大きさが制限されるというインペラ翼加工の性格上、現状のような単頭機での能率向上には限度があり、一度に複数のワークが加工できる多頭工作機械が必要となってくる。

2. 軸流圧縮機翼の製造技術

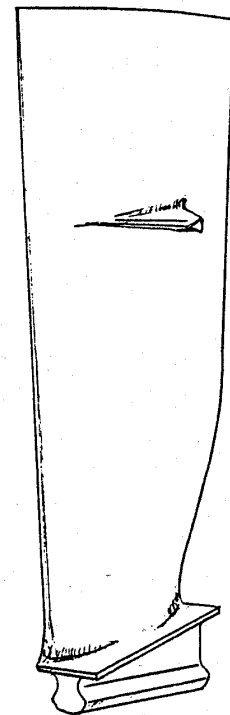
石川島播磨重工業K.K. 五十嵐 栄一

1. 圧縮機動翼

ガスタービンの圧縮機の動翼は、エンジン性能のきめ手となるだけに、翼形の精度の要求はますます高くなって来ている。品質的にも、高速回転するうえ、特に軸流の場合は、破損した場合後方の部品を連鎖的に破壊を起させるため高い信頼性が要求される。

動翼に使用される材料は、従来は13クロム系ステンレス鋼が最も基本であったが、今日では低圧側はチタニウム合金、高圧側はニッケル合金が使われるのが主流になっている。

旅客機用のエンジンでは推進効率のよいファンエンジンが最も多いといえるが、ファン動翼は大型となり、軽量で強じんである関係でチタニウム合金が普通に使われている。素材は大型であるのでチタニウムの鍛造性がよくない関係から精密鍛造より、荒鍛造素材又は半精鍛素材が多く、従って、翼面の機械加工が必要となる。これは倣加工によって数枚同時加工で転削で翼の最終形状に仕上げる。表面粗度を向上するためには倣研削が必要であるがチタニウム合金の場合、機械的研削法は砥石の目づまりなどが起り易く、焼けを生じ、更には研削割れを生ずる原因となるため行うことが出来ない。表面の最終仕上げはいきおいベルト研削盤を用いて手仕上げにたよることになり、あまり効率的でない。この作業は翼の加工の中で肉



第1図 ファン動翼

体的にも精神的にも最もきびしいものが要求される。しかも大型のファン動翼の場合は振動防止のため翼面の中央部附近にスナッパーという突起をつけて隣接の翼と連結させることが多いので、この部分の機械加工や手仕上げが更に困難さを増している。手仕上げの研磨の場合に能率を上げるために力を入れすぎると火花が発生し、表面に研

磨焼けや割れを生ずるので、火花の出ないように注意しながら研磨圧力を加減することが大切である。よく研磨機のフィルタにたまったチタニウムの研削屑が、研磨の火花で着火して火災を起こすことがあり、非常に危険であるので、フィルタは常に屑を除去して、たまらないようにしておかなければならない。

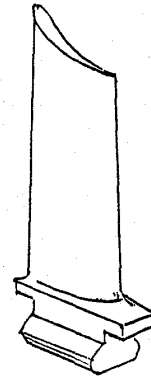
ただ大型ファン動翼について近年は軽量化のために中空でスナッパをなくして翼幅の広いワイドコード翼が採用される機種が出ている。これは勿論軽量化と、スナッパがないため空気の流入効率がよくなること、万一大きな鳥などが飛び込んだ場合に動翼が折損して飛んだ場合にケーシングを傷める度合いが軽くなることなど安全性も高くなる。これは薄い2枚の翼の間にハニカムや波型の板材などをはさんで、炉中で圧力をかけながら、拡散接合する方法がとられる。この方法での接合部の強度や信頼性が確実であることの実証が容易になると将来はファン動翼はこの形式のものがむしろ大勢を占めるようになるものと考えられる。

この動翼は翼幅が広いので翼根部は従来のように直線にすると非常に幅の広い翼根となり隣の翼根と干渉してしまうため、翼のカーブに合わせて翼根もカーブしたものになる。そのため一般の翼根加工のように表面ブローチ盤による連続刃による高効率加工が出来ない。この場合翼面と同じように倣い転削加工するか、このカーブに合わせて旋削加工をすることになり、この加工についてはあまり能率的でない方法をとらざるを得ない。しかし将来この種のものが増え、恐らく専用加工機（例えばカーブブローチ加工法など）が開発されることは間違いないと思われる。

素材についても非常に薄い板となるため普通の鍛造では不可能であってむしろ板材を熱間プレスで成形する方式となる。ただ板厚が翼根部から先端部へと勾配がつく関係で、あらかじめ機械加工で勾配をつけるとか、化学エッチングを応用した溶解加工法によってこのような成形をしておく必要がある。

いずれにしても中空ファン動翼の加工法はこれからの技術であって設計的にも加工法的にも材料的にもかなり変化し進歩すると思われる。

中型小型のファン動翼や圧縮機動翼については



第2図 動 翼

加工法は色々の組み合わせがあり、材料的にも使用条件によって数種類のものが用いられている。

大きく加工法を分類すると次の4種類に分けられる。(A)荒鍛造材または角材からの倣加工。(B)精密鍛造で翼面形状は殆ど仕上げる方法。(C)荒鍛造または角材から電解加工によって翼面形状を仕上げる方法。(D)角材または丸棒材をコイニングまたは押し鍛造のあと、ピンチロール鍛造法によって翼形を成形する方法。

従来型のエンジンで13クロム系ステンレス鋼製の動翼の場合は、(A)(B)(D)の方法がよくとられる。新型のエンジンでチタニウム合金やニッケル合金製の動翼の場合は、(A)(B)(C)の方法が一般的である。

翼形状部の加工について先ず(A)の荒鍛造角材から倣加工で仕上げる方法は、比較的大きい動翼で採用されているが、加工能率的には他の方法よりは劣るが、大量の加工機を使用し、殆んど自動機能的な加工が出来る場合は、個々には能率が悪くても全体的にはむしろ良いことになって、今日でもこの方法で従来の機械を使用して低コストで製作している例はある。ただチタニウム合金の場合の研削仕上げが困難であることのため手仕上げ作業の比率が増すことと、ニッケル合金の場合の工具の寿命が短い問題は残る。

(B)の精密鍛造で翼形状を仕上げる方法は能率的には最も良い方法であるので、13クロム鋼の場合は最も普通に採用される方法といえよう。しかし、チタニウム合金では鍛造性が非常に悪いため通常の型鍛造法では翼厚を薄くすることは非常に困難で、むしろ不可能と云ってよい。特に新型エンジンの翼の先縁部や後縁部の厚みは0.2mm位の非常

に薄い寸法を要求される場合もある。

しかしチタニウム合金の場合でもスクリーブレス（一種のフリクションプレスでねじの回転によって、締めつけるようにして型を押し下げる方法）を利用し、更に型材を加熱しておいて等温鍛造することによって、かなり薄い翼でも加工できるようになった。この方法は材料コスト上も、加工コスト上でも非常に有利で、他の方法の数分の1で出来る場合もあり、今後恐らく更に広く採用されることになると思われるが、本来この方式は欧州で開発された方法で、米国では旧来の鍛造機械を使用している関係上、最も生産量の多い米国のメーカーがこの方法を採用するためには、設備を大幅に変更する必要もあるので、急激に変わることはないかも知れない。

(C)の角材または荒鍛造材から電解加工で翼面を仕上げる方法はチタニウム合金やニッケル合金の動翼には比較的多く採用されている。この方法は、翼面の両側から電極をはさむようにして溶解加工していく方法で、機械加工や鍛造が困難なこれらの材料でも容易に能率よくしかも非常に寸法精度が高く、表面粗度は殆んど鏡面に近い仕上げ面が得られる。特にチタニウム合金の熱間鍛造の場合は表面の酸化層が生じて、これを除去する工程がどうしても必要となるが、電解加工では金属の母材の面が出来るため表面状態は良好で殆んど翼面は追加工の必要はない。機械の能力によっては数枚の翼を同時に多電極によって加工することも可能で、しかも電極は鍛造の型のようには摩耗しないので、一度条件さえ出せると、品質の均一な形状のものが安定して加工出来るという有利さもある。従ってチタニウム合金やニッケル合金の動翼は精密鍛造法と並んで、今後も広く採用されていくと思われる。

(D)のピンチロール鍛造法は13Cr系ステンレス鋼製の動翼の場合は、鍛造のフローが翼面に沿って出来ることから、材料強度の高い翼面が得られることもあって、比較的小型の動翼では非常に薄い板厚の翼が必要となり、いきおい設計上強度も必要となるため、この点有利な加工法であるので、多くの翼に採用されている。これは材料または丸棒材をコイニング（予備鍛造）とか、エクストロード鍛造（押し鍛造）で予備成形された素材を、翼面形状に成形されている2箇のロールの間には

さんで、しごくようにして引伸ばしながら翼形状を冷間または温間成形を数回繰返し、所定の翼厚に成形されたあと、翼根部とフィレット（翼と翼台の付根の形状部）の成形のため翼面部を挟んだまま、アプセットによって、つぶすように拡げる方法である。この工程のあと、機械プレスによって振りを与えて翼面形状を仕上げる。

以上の方法は現在最も一般的に採用されている翼面の成形方法であるが、一部陸用ガスタービン動翼用として、鍛造製のものも例がある。また将来的には、現在も実験的にはかなり研究されているがFRP製またはFRM製の動翼も非常に軽量に出来るので、品質の信頼性の実証、量産的な加工法が開発されるならば、必ず広く採用されることになるものと予想される。

以上のように翼面の加工方法は、種々の高効率な方法がとられているが、機械加工法を除いてどの方法もエッジ部（前縁や後縁部）の仕上げは同時に出来ないでフラッシュ（余肉）が残ってしまう。現在、一般的にはプレス加工や放電加工などで翼幅に切断加工してそのあと手作業によって所要の丸みの形状に仕上げる方法が多くとられているが、作業の熟練度や非常に小さい丸み寸法であるため測定が困難であることが問題点として残っている。しかし、これも最近は機械化が進んで、特殊のバレル仕上機の中に細かい砥石と同時に製品を入れて回転させることにより、適正な回転方法や砥石の大きさ種類を選定し、一定の時間の加工によって、殆んど手仕上げが必要のない良好な丸味付けが可能になって加工コストが大幅に下げることが出来るようになって来ている。

翼根部のディスクに嵌合う部分の形状の加工は大部分は、表面ブローチ盤（連続した総型の工具を通して1ストロークの動きで所定の形状に切削する）で加工される。しかしニッケル合金のような難削材の場合に、切削工具の寿命が非常に短くなって工具費が高つく場合に、総形の両頭研削盤によって加工されることもある。

翼根部の加工については翼面の加工法によって加工順序や、取付具の相違はある。例えば荒鍛造材から翼面を加工するときは素材の段階で翼根部を仕上加工し、そこを基準として翼面加工が行われるのに対して、精鍛材、電解加工法、ピンチロ

ール鍛造法では翼面が先に成形されるので、翼面を基準にして翼根が加工されることになる。

比較的大型の精密鍛造翼の場合は、翼面の鍛造のとき、先端部の位置で、あとで切落とす位置にボスを同時に鍛造しておき、そこと翼根部の両端面をクランプして、翼根のブローチ加工を行うことになる。電解加工の場合はあらかじめ大きく翼根部を作っておき、電解加工時の通電部に使用すると共に、翼根の加工ではその一部をクランプして加工する方法がとられる場合もある。小型の動翼の場合は、クランプが非常に困難であり、場合によっては翼面を基準にして、低溶融合金で角形や丸形に鑄込み、その時出来る基準面を抑えて翼根の加工を行うことがある。ブローチ加工では比較的大きな切削力がかかるので、このようにして翼の加工力による変形や、クランプによるキズの発生を防止することが出来る。しかし、この低溶融合金の鑄込みや溶解などに手間や、その合金のコストが比較的高価であることから、加工コストが高くなる欠点は残る。そこでこれらの鑄込作業を手作業からロボットに置換える方策がとられるようになって来ており、この問題も次第に解決の方向に向かっている。

翼根のディスクに嵌め込まれる形状と直角な両端面は、アングルエンドといわれているが、この部分も一般的には表面ブローチ盤で加工される。この形状はディスクに嵌め合ったときのディスクの断面の形状に合わせた形に成形される。この場合は翼根の部分をクランプして加工出来るので、クランプについては大きな問題はないが、圧縮機の高段側になると、ディスクに対して取付角が大きくなって傾斜して取付けられることになり、両側の切削工具の切削開始時期がかならずしも同時に始まらないことがあり、加工中に振動を起して仕上面を悪くする場合があります、工具の取り付けやカッターの設計上に工夫を要する。また横方向の取付位置の基準が翼の前縁部を当てて固定することが多いので、この場合も、薄い前縁部にキズをつけることがあり、取り付けには充分注意が必要となる。この場合でも、低溶融合金を鑄込む方法の場合には外形をクランプ出来るので、この問題は起こらない有利点がある。

翼の先端部については普通はプレスで高速度で

切断され、最後に、円筒研削盤や、先端部研削用の専用研削盤によってディスクに嵌め込まれたときの必要な外径や長さ研削仕上げされる。旧型のエンジンでは、エンジンのロータ組付後外径を同時に研削加工したものもあったが、現在では加工精度が向上しているので、単品の状態で仕上加工して組立後の仕上加工は不要となっているので、組み立ての期間は短縮出来る。

翼根の機械加工後は疲労強度の向上の目的で最近のエンジンでは翼根のディスクへの嵌合面をショットピーニング加工（細かい鉄粒を吹きつける）を行って表面に圧縮応力を与えることが普通になっている。

翼根部は更に焼付防止の目的でグラファイトコーティングを行われることが多い。

13クロムステンレス鋼の動翼の翼面は耐食用に耐食・耐熱ペイントを塗布されるのが普通である。

動翼の場合、形状の精度がエンジン性能に大きく影響があるため、形状の検査は念入りに行われる。従来よく行われてきた方法は、翼形状のゲージプレートを測定断面に当てて隙間をチェックして形状の良否を判定することが行われてきた（ギロチンゲージという）。現在でも工程チェックとしては使用されている。しかし、形状精度の要求が次第に高くなってきているので、更に形状のデータを正確に測定するために、翼面の倣い投影測定機や拡大コンタリングドラフターなどが使用されるようになってきている。この測定法によって形状がどのような寸法に加工されているか寸法的に測定出来るため、エンジン性能の向上に役立つ。また、量産の場合は、計測コストを低減するために、多数の電子フィラーを翼面や、重要寸法に当てて、同時に多点の計測が瞬時に出来るような、多点同時測定機が開発されている。

また翼面の前縁部の形状は、非常に板厚が薄い上に、その丸み寸法が正しくないと、エンジンの性能が大きく低下するので、その測定には特別な断面スリット光を拡大して、TVモニターで計測できるような特殊エッジ計測機が使われる場合がある。

材料の非破壊検査も、蛍光探傷検査やマグナフラックス検査で表面キズの検査がされるのは当然として、更に特にエッジ部分は過電流検査法によって、内部の微少な欠陥でも発見出来るようにな

っている。今後中空翼やFRPやFRM製の動翼が開発されることは必然の方向と考えられるが、加工法と同時にその信頼性を検査する方法も同時に開発することが重要な課題であって、それがなければ、いくら新しい工法が完成してもそれを航空用エンジンに採用することは不可能になってしまう。

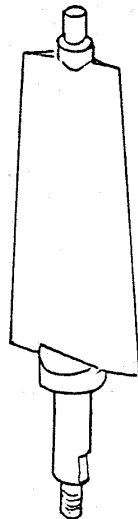
2. 圧縮機静翼

圧縮機の動翼は構造的には、比較的類似のものが大部分ということが出来るが、静翼の構造は使用目的やエンジンの形式によって、多様性が大きい。

直接圧縮機に空気が流入する型のジェットエンジンの場合は入口部分の静翼（入口案内翼）は高空での低温多湿な空気が流入すると氷結を起こして空気の流入が乱され、性能が低下する場合があるので、中空翼にしてその中空部に圧縮機から導入した高温の圧縮空気を通して氷を溶解させるようになっている。この場合は板材を翼形にプレス成形のあと、その中空部に補強のリブを挟んでロー付けによって作るものが広く用いられている。小形エンジン用の場合前縁部のみ板材を成形して作り、中間部と後縁部は一体の精密鍛造で成形したものにロー付けして前縁部を中空にするものもある。

材質はステンレス鋼が多いが、熱伝導をよくして溶解を早くするため銅合金製のものもある。

ファンエンジンの場合は前段がファン動翼が回転して圧縮が行われるので、その後段の静翼は氷結は殆んど起こらないので、中空静翼が使用されることは殆んどない。



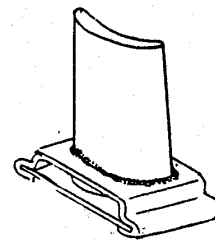
第3図 可変静翼

圧縮機の前段の数段分の静翼は航空機の速度の変化に対応して常に最良の空気の流れを得るために流入角度をコントロールして変化出来るようにしているものが大部分である。この場合は翼面の根部や先端部が軸付きになっていて外周側は、圧縮機ケーシングに加工された軸受孔部に挿入され、翼先端はシュラウドという内輪に軸受孔を加工したものに挿入して2ヶ所を受けて安定して回転出来るようになっている。更にケーシングの外側に軸を突き出させてそこにレバーを固定して、アクチュエータのリンク機構によって全部の翼のレバーを回して、角度が変えられる。小形の可変角度静翼ではケーシング側の1ヶ所だけ軸がついていて片持式のものもある。この静翼は殆んどステンレス鋼やチタニウム合金製で、精密鍛造で翼面が作られる。軸受部は翼面を基準にして、固定して旋削加工や研削加工によって成形される。

固定レバーの挿入する部分は、特殊の表面ブローチ盤によって正確に能率よく加工される。この寸法は直接翼の取付角度に影響し、更に拡大されることになるので非常に重要な寸法である。

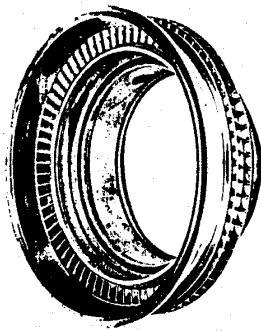
固定静翼の場合には機種やエンジンの大小によって形式がいくつかある。

比較的旧型でしかも大型の場合は動翼と同じように1枚ずつ精密鍛造や機械加工で成形する静翼がある。また板金加工された翼台に翼形の孔を打ち抜いたものに、引抜ロールやピンチロール鍛造で翼形に作り、振りを与えたベーン材を嵌め込んで溶接したり、ロー付けされたものが多かった。この場合はケーシングの内径側の溝に1枚ずつ挿入して組み立てられるものである。



第4図 組立翼

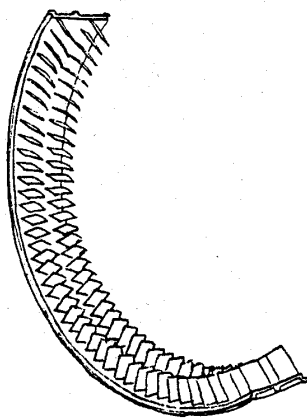
しかしながら最近では外周や内周のリングに翼孔を打ち抜いてそこにベーンを挿入してロー付したリング状で、2分割又は数分割のセグメントにした一体型のものが大部分になって来ている。



第5図 ロー付静翼

材質もステンレス鋼やニッケル合金製が多い。チタニウム合金の場合はロー付加工が困難なためにあまり採用されていないが、将来は固定の方法が開発されれば軽量であるので広く採用されるようになると思われる。セグメントの内側リングの内径側はロータとのシール面が必要となり、フェルトメタルやハニカムシールがロー付されたり、メタルスプレーによってシール材が肉盛り成形される場合もある。

ロー付けは水素炉や真空炉中で酸化を起こらないようにして行われる。ロー材は従来は銀ローが多かったが、高圧縮比の近代のエンジンではニッケルロー材や金ロー材が多く使用されるようになって来ている。これによって耐食性が大きく向上する。金ロー材は高価であるが、部品の耐久性が伸びることによって、総コスト的には安価となる。



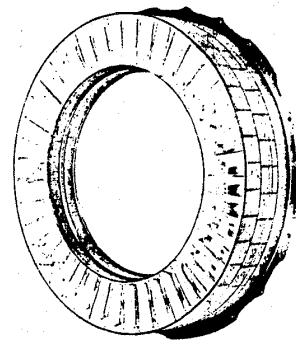
第6図 植込式静翼

小型エンジンの静翼の例では、外周リングにベーンをスタビングマシン（翼をクランプしたまま

リングに内径側から直接打込み挿入する特殊機械)によって打込んだあとロー付して固定する形のものもある。この場合は外周リングのみでベーンを片持ちで支えるため、固定がしっかりしている必要があるが、この方法ではベーンとリングの隙間を完全になくすることが出来て、ロー付けによって強固に固定出来る。内側リングが不要なので軽量化が可能である。しかしこの場合ベーンの内径側はロータに直接近接することになるので正確に仕上げる必要があるが、一般の研削加工ではベーンに研削力がかかり曲げ応力が大きくかかるためロー付部に割れなどを発生する原因ともなりかねないので、普通は電解研削によって応力がかからないようにして加工される。電解研削法はバリが発生しないために、ハニカムシールの内径の仕上げ加工にも使われる工程である。

将来静翼にもFRPやFRM製の軽量なものが開発されるものと思われるが、セグメント方式の場合一体に作ることはかなり困難と思われるので恐らくロー付法に代る接着法も開発しておく必要がある。

また、電子ビーム溶接の採用によって精密鍛造で作られたベーンの外周部を角形に加工し、外周



第7図 電子ビーム溶接静翼

リングに角孔を抜いて挿入したあと、溶接で一体リングにする方式のものもある。特にチタニウム材の静翼の場合にセグメントにする場合はロー付けが困難であるのでこの方式が殆んどとなる。勿論、軽量化のためのアルミ合金の静翼もこの方法で作られている例もある。電子ビームに代って、レーザ溶接も採用されるのも近い将来と思われる。

3.1 各種燃焼器の製造技術

川崎重工機 志 倉 隆

1. まえがき

ガスタービン用燃焼器はキャン型(CAN-TYPES)アニュラー型(ANNULAR-TYPES), キャンアニュラー型(CAN-ANNULAR-TYPES)に大別する事が出来る。

これら燃焼器の構造部材はタイプ、エンジンモデルに依って、板金成型物、機械加工物等異なるが、いずれの燃焼器に於ても、以下の様な設計上の要求から、図1のアニュラー型燃焼器に代表される様な複雑な組立構造物となる。

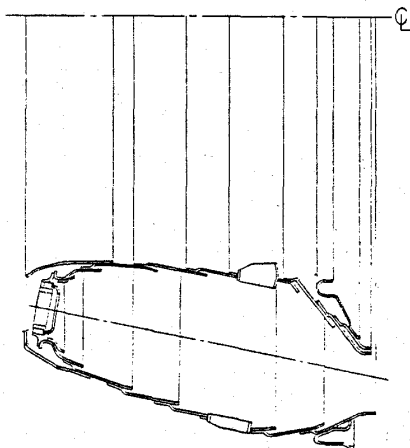


図1 アニュラー型燃焼器
(インナーライナー)の断面図

- 1) 上流端部に於ては、火焰の保持のため、スワラー等、フレイムホールド機構が必要。
- 2) 燃焼器全域にわたり、大量の燃焼及び希釈空気を供給するための多数の空気口、壁面クーリングエア供給口及び空気流ガイド用リップが必要。

主要部材の材質は通常 Ni 基合金が、最新のエンジンでは Co 基合金が用いられる。

以上の理由から燃焼器は主要部材の製作及びその組立ともに、以下に集約される広範囲の加工技術を組合せた総合的技術力が要求される部品である。

- 1) 絞り、抜き、及びエキスパンド加工等のプレス加工技術。

- 2) リップの削り出しに代表される高度の切削技術。
- 3) 放電加工機、自動ボール盤等に依る細穴加工技術。
- 4) 遮熱コーティング、アブレッシブフロー等の特殊加工技術。
- 5) ロー付け、溶融溶接、抵抗溶接等を用いた、組立技術。
- 6) X線検査、蛍光浸透探傷検査、空気流量試験等の検査技術。

当社では、航空機用、船用、及び産業用の各種ガスタービンエンジンの製造及び開発研究を20年以上にわたって行っており、これらのエンジンに用いる各種の燃焼器の製造に関しては業界でもトップレベルの設備と技術力を有する。

本稿ではこれら種々の加工技術の内、比較的、興味深いと思われる数種の加工技術について、その加工例、加工原理等簡単に紹介する。

又、当社にて製造中の燃焼器の一例として写真1にアニュラー型燃焼器を、写真2にキャン型燃焼器を示す。

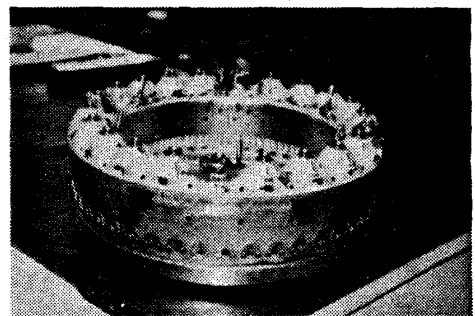


写真1 アニュラー型燃焼器

2-1 エキスパンド成形

図1に示すアニュラー型燃焼器の内外筒構成部材のように、比較的シンプルな形状の成形には、エキスパンダーが利用される。

エキスパンダーは、円筒又は円錐形状の素材をその半径方向に張り出して、各種の形状に成形する機械である。エキスパンド加工には、素材をあ



写真2 キャン型燃焼器

る断面形状の部品にする成形加工と、部品の寸法精度を出す為に行うサイジング加工の2種類がある。

エキスパンダーの概略構造及び加工例を図2に示す。図中、コーン、ジョー、インナーダイは12分割されていて、メインロッドが下向きに引張られると、インナーダイが半径方向に張り出され、素材が成形される。成形寸法(径)の調整は、コーン下のストップカラーの厚さで行う。アウターダイ、アウターリングは4分割されていて、複雑な又は寸法精度の要求が厳しい場合に使用する。

加工工程は、ロール成形→穴抜き→エキスパンダー成形の順序である。成形形状に対する冷却空気取入穴の位置関係は、試作段階のトライ加工にて

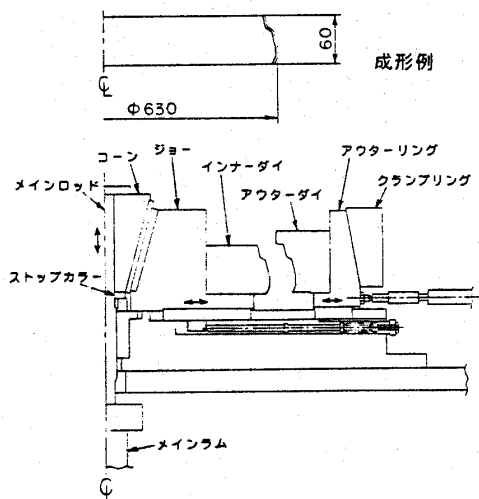


図2 エキスパンダーの構造

決定し、量産時はこのデータをもとに穴抜き型を製作する。

2-2 ハイドロフォーミング

図3は写真1のアニュラー型燃焼器の内外筒を結ぶトップエンドプレートであるが、この様な複雑形状の板金成形部品に対しては、金型成形法に代わってハイドロフォーミングが利用される。

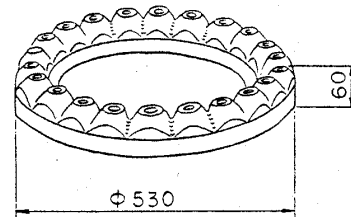


図3 ハイドロフォーミングの加工例

ハイドロフォーミングマシンは、従来の金型のメス型をフレキシブルダイアフラムで密閉した、液圧室に置き換えたもので、下記の特徴及び利点を有している。

- 1) 成型工程を短縮出来る。(絞り率は従来の金型法の60%前後に対して40%前後が可能)
- 2) 型費の低減、型製作期間の短縮が計れる。(メス型が不要である。)
- 3) 寸法精度の高い製品が成形できる。(成形中、ブランク全面に作用する強力な圧力のためスプリングバックが殆んどなく、板厚の減少も微小である。)
- 4) 滑らかな成形面が得られる。(柔軟なゴム膜がダイの役目を果たすため、成形中に傷や凹凸が発生しない。)
- 5) 複雑な形状のものを成形出来る。
- 6) アルミ、ビニールコーティング鋼板等広範囲の材料を成形できる。

以下、ハイドロフォームの成形工程を説明する。(図4参照)

- 1) ブランクをドロリングの上に置く。
- 2) ドームが下降し、ウェアシート(ダイアフラム)とブランクが接触するとドームは支柱に固定される。次に、液圧室の圧力を所定の圧力に上げブランクをパンチの頭部形状に沿わせる。
- 3) パンチを上昇させると成形が行われる。

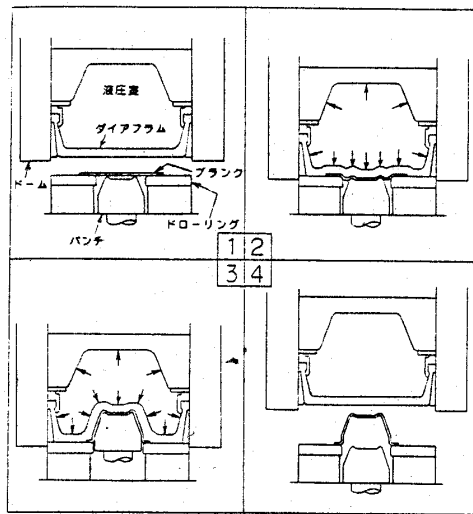


図4 ハイドロフォーミングの加工例

- 4) 液圧室の圧力を下げ、支柱の固定を外して、ドームを上げた後、パンチを下げて製品を取り出す。

図3の加工例の場合、通常は、精密鑄造又は板金構成で別途製作の上、溶接又はロー付けにて燃焼器本体に組付けられるスワラー部分を、ドーム部分とともに、一枚の板から一体成形を行い、材料費と加工工数の低減を計っている。

このような形状は従来の全型成型法では、板厚の減少、しわの発生等に依り成形不可能であるが、ハイドロフォームマシンを利用することに依り成形を可能にした。

2-3 機械加工

キャン型、アニューラー型ともに大多数の燃焼器が板金、溶接構造であるが、耐久性の向上、その他の理由に依り、機械加工削り出し構造が採用される場合もある。

以下、当社に於ける加工実績の一例をあげ、その加工技術の一端を紹介する。

1) 加工手順

概略の加工手順は下記である。(図5参照)

- ① 鍛造素材からNC旋盤に依る削り出し加工。
- ② 専用機に依るクーリングホールのドリル加工。
- ③ ローラ成形機に依るクーリングリップの曲げ加工。

以下、各々の工程について簡単に説明する。

2) 旋削加工

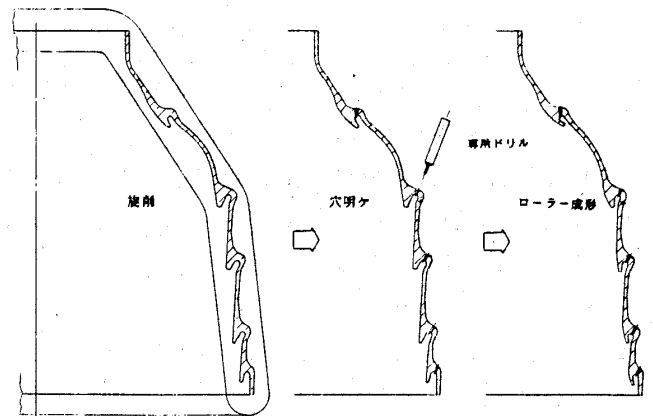


図5 機械加工工程図

素材が鍛造材であり取代が片肉約10mmと多い事、材質がニッケル基合金であり切削性が悪い事、仕上りの最小肉厚が約1mmと薄い事から量産加工として板金加工に匹敵する生産性を得るため、

- ① 荒加工に於ては加工パス及び刃具材種を検討、NC旋盤に依る無人加工を目標に加工条件の最適化を実施した。

- ② 仕上加工に於ては、加工歪を最小限度にするため荒加工後の熱処理方法を工夫すると同時に加工時の部品の保持は全面当たりの生爪を使用した。

3) 穴明け加工

クーリングホール加工用として写真3に示す専用自動機を製作した。加工物の穴径は $\phi 1 \sim \phi 2$ であり600個の穴を7頭のドリルユニットにて自動加工する。

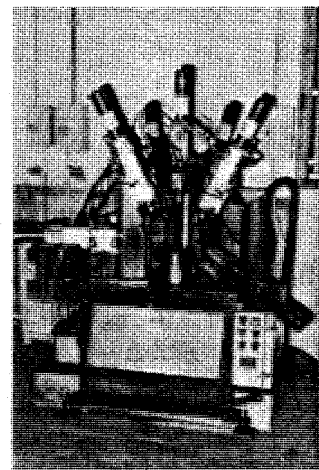


写真3 穴明専用機

専用機の仕様は概略下記である。

- ①割出し盤はワンサイクロンモーターにて駆動、最小割出しピッチは700分の1である。
- ②割出し盤及び各ドリルユニットの位置検出はリミットスイッチに依り行う。
- ③割出し盤の回転及び停止、各ドリルユニットの起動及び停止はシーケンサーにて制御する。

又、ドリルに関しては穴位置精度の向上、フィン内側との干渉防止、及び穴入口の面取りを同時加工するため、図5に示す専用のドリルを製作した。

4) ローラー成形加工

成形は図6に示す如く、テーパ機構にて外側に張り出される3個の成形ローラにて行う。又、部品の保持は歪防止のため全面当たりの生爪で行う。加工用の機械としては堅型旋盤を利用、成形時の回転数は毎分約20回転である。

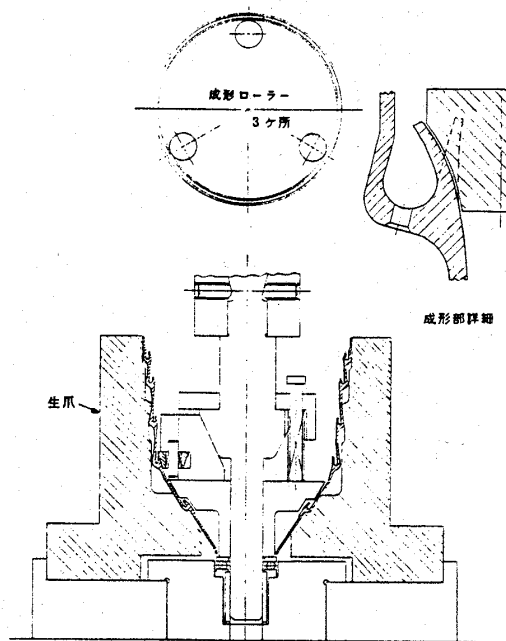


図6 ローラー成分

加工上の留意事項は、①割れ防止のためフィン先端部にR付けを行う事、②材料の伸びを考慮し、成形前のフィン形状を十分に検討する事である。

2-4 アブレッシブ・フロー加工（粘性流体研磨）

アブレッシブ・フローとは、研磨材を含んだ粘性流体に圧力をかけて被削物の間を流動させるこ

とによって、バリ取り、研磨、R付け等を行う加工方法である。粘性流体（メディア）はポリマーを特殊な炭水化物のゲルの一種に混合させたベースに酸化アルミ、ボロンカーバイド、シリコンカーバイド等の粒子を混合したものをを用いる。ベース材は加工目的に応じて、研磨材は被削材の材質に応じて選択する。

この加工に依って表面粗度は加工前の1/10程度に、又、コーナーRは0.025~0.4mmまで加工可能である。

加工例として、前述の機械加工燃焼器（材質ハステロイX）のクーリングホール（穴径1.0~2.0mm）のバリ取り及びコーナーR付けを図7に示す。アブレッシブ・フローを適用した理由は、空気流量安定化のための穴の仕上げと、穴明後のバリ取り工数の低減である。

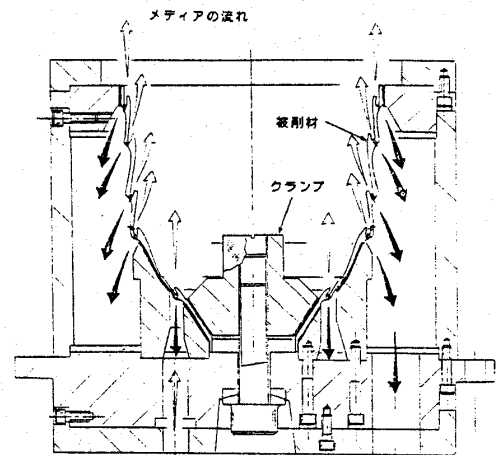


図7 アブレッシブ・フロー加工図

2-5 溶接

燃焼器部品の溶接法としては、種々の熔融溶接及び抵抗溶接が用いられるが、本稿では、これらの中でも最も多く用いられるイナート・ガス・アーク溶接について治工具の構造、溶接後の検査等基本的な技術について説明する。

1) 溶接用治工具の構造

代表例を図8に示すが、治工具の目的は概ね下記である。

- ①酸化防止のため溶融部裏側からアルゴンガスを供給する。
- ②溶接歪防止のため部品を冷却する。
- ③溶接突合せ部の喰違いを防止する。

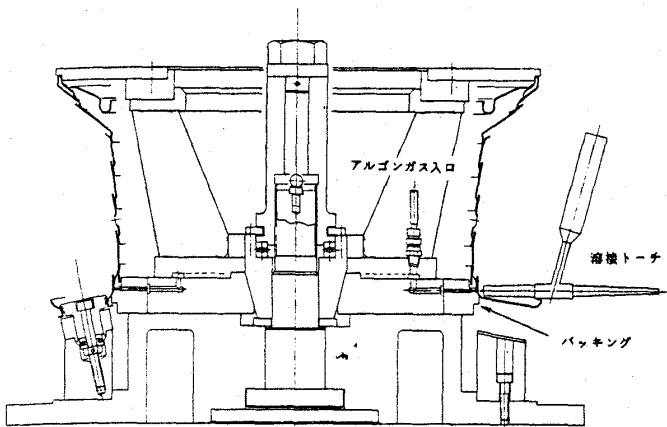


図8 溶接治具

これらの目的から、溶接部裏側には、バックリングと称し、多数のアルゴンガス噴出口を有する当て金が用いられる。バックリングの材質は通常は銅であるが、溶接部材がコバルト基合金の場合は銅の吸着を避けるため、バックリング表面にクローム・メッキを施す。

2) 溶接部の非破壊検査

溶接部の検査としては通常、目視検査、蛍光浸透探傷検査、X線検査の三種を行う。又、溶接部の代表的欠陥と、これら三種の検査方法の関連は各々、下記である。

目視検査 … アンダーカット、喰違い等の継手形状の不良。

蛍光浸透探傷検査 … 割れ、ピット等の表面欠陥。

X線検査 … ブローホール、タングステン巻込み等の内部欠陥。

3) 破壊検査

初回品については、溶接継手部分を切断、通常は、溶融状態の確認、マイクロ組織検査、硬度分布の測定、必要に依り、曲げテスト、張引き試験等を実施する。

4) 作業者の検定

溶接作業者については、溶接の対象をステンレス鋼、ニッケル・コバルト基合金、チタン合金等の計6種類の合金グループに分け、各々のグループについて溶接技能検定試験を実施、作業技能面よりの品質保証を行っている。

2-6 空気流量試験

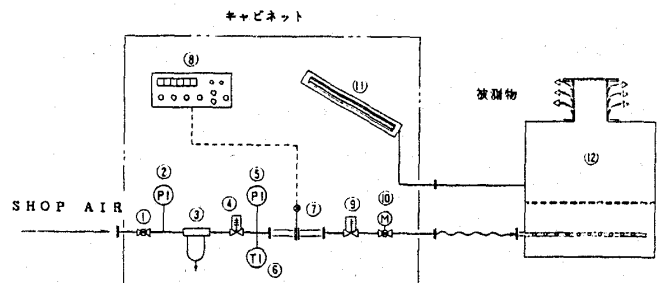
燃焼器の空気流量測定用として図9の原理図に示すテストスタンドを製作し数千本の燃焼器について空気流量の測定を行った。

測定可能な流量の範囲は、製品部の体積流量で 20 l/sec ~ 250 l/sec (20 °C, 大気圧), 装置の測定精度は全測定域に於て測定値の ± 0.5 % 以内である。

又、テストスタンドの空気源は工場内の SHOP AIR (約 6 気圧) を利用した。

測定の原理は下記である。(図9参照)

- 1) 約 6 気圧の SHOP-AIR をフィルターにて水分及びオイルミストを除去した後、④の一次側レギュレーターにて 3.5 気圧に減圧する。圧力のセットには⑤の精密圧力計を用いる。
- 2) 流量は⑦の流量計にて測定するが、圧力、温度補正に依り質量流量として測定する。
- 3) 二次側レギュレーター⑨に依り、流量計下流側の圧力を調整し、⑫の圧力ケースの内圧と大気圧の差圧を規定値にセットする。差圧のセットには⑩の傾斜マンノメーターを用いる。



⑤	温度計	⑫	圧力ケース
⑥	精密圧力計	⑪	傾斜管式マンノメーター
④	一次側レギュレーター	⑩	モーターバルブ
③	フィルター	⑨	二次側レギュレーター
②	元圧力計	⑧	流量指示部
①	元バルブ	⑦	流量計
番号	名称	番号	名称

図9 流量測定原理図

3. あとがき

以上、加工技術のごく一部について紹介したが、燃焼器を構成する部品は、主要部材の他、板金小物、精鑄品、機械加工小物等、通常は、インナーライナー部のみで 30 ~ 40 個に達する。

従って燃焼器の製造に関しては、各種の加工技術に加えて、各部品の組立手順の設定、溶接縮み代の補正、各部品間の寸法の取り合い等の組立技

術も加工上の重要なポイントである。又、溶接時の開先合わせ、ビードの仕上げ、溶接又は燃処理後の歪の修正等の、現場的KNOW-HOWも製造上、品質上、非常に重要な要素である。

今後の燃焼器の動向としては、エンジン効率の向上のため、燃焼ガスが、高温、高圧化する傾向にある。このため、材料面では、CO基合金等、より耐熱性の高い材料が採用される様になり、構造面では、クーリング方式をフィルムクーリング

から、構造部材を積層板構造にする等、加工前の壁材自体に工夫を加える方式が採用される傾向にある。

生産技術面では、これらの材料及び構造の変化に対応、新素材の成形、溶接、機械加工等の加工技術の確立が必要である。

当社に於ては、積層板方式について、素材の製作及びその加工技術の研究開発を実施、現在、ほぼ実用化の段階にある。

3.2 大型単缶型燃焼器の構造と特徴

三井造船 杉本富男
" 兼田年光

1. まえがき

ガスタービン燃焼器は圧縮機出口とタービン入口の間に位置し、圧縮機からの高温、高圧空气中に燃料を直接噴射して燃焼させ、さらにこの高温の燃焼ガスを所定の温度まで希釈してタービンに供給する燃焼装置である。燃焼器の型式としては多缶型 (Multi-can)、単缶型 (Single-can)、アニューラ型 (Annular) などがあり、それぞれ産業用、或いは航空転用型ガスタービンで実用化されている。また、燃焼器入口・出口間の空気流れの方向性により直流型 (Straight-flow) と逆流型 (Reverse-flow) などに分類される。本稿では、以上の型式の中で構造的にはもっとも簡単な単缶型燃焼器について、その構造、製造技術、及び特徴を解説するとともに、これまで実用化に至らず焼却処分されていた低カロリーガス燃料への応用についても、実機の適用例を紹介しながら簡単に説明することとする。尚、本稿は経験上三井ガスタービン燃焼器を主体として解説させて戴いた。

2. 単缶型燃焼器の構造と特徴

単缶型燃焼器では、圧縮機から吐出される全空気量が1個の筒型燃焼器に流入し、ここで燃焼が行われる。従って、多缶型燃焼器などに見られる各燃焼室の間を結ぶ火炎伝播管 (Crossfire tube) は不要であり、1個の燃焼筒の中で着火、及び燃焼のすべてが行われる。また、燃焼筒の寸法は前

述の如く全圧縮機吐出風量が1缶の中を流れるため、多缶型燃焼器などの燃焼筒に比べて著るしく大型化することになる。空気流入の型式は、単缶型燃焼器を使用する場合は通常逆流型となる。

図1に単缶型燃焼器の1例を示す。圧力容器である燃焼器外筒 (Outer casing)、1次・2次燃焼領域を内部に形成する1次内筒 (Primary flame tube)、希釈混合領域を形成する2次内筒 (Secondary flame tube)、燃料噴射弁 (Fuel nozzle) 着火装置 (Ignition Equipment)、及び火炎検知器 (Flame detector) などから構成されている。以下に要素別にその構造、特徴、製造方法について述べる。

燃焼器外筒：外筒は炭素鋼を使用した溶接構造物であり、本体部と天蓋部より構成される。天蓋部には燃料噴射弁、着火装置、火炎検知器などが取付けられる。外筒内部にはステンレス板による保温材の充填部が設けられており、約60mmの厚さで保温材が詰め込まれている。これにより、外筒表面の壁温は約150℃以下に保たれている。

外筒の製作工程は板のカッティング、曲げ加工、溶接、焼鈍、ショットブラスト、フランジ部の機械加工、内部のステンレス板の取付け、保温材の充填の順に行われる。溶接部は表面検査、放射線検査が、又、水圧試験、気密試験が必要に応じて行われる。

術も加工上の重要なポイントである。又、溶接時の開先合わせ、ビードの仕上げ、溶接又は燃処理後の歪の修正等の、現場的KNOW-HOWも製造上、品質上、非常に重要な要素である。

今後の燃焼器の動向としては、エンジン効率の向上のため、燃焼ガスが、高温、高圧化する傾向にある。このため、材料面では、CO基合金等、より耐熱性の高い材料が採用される様になり、構造面では、クーリング方式をフィルムクーリング

から、構造部材を積層板構造にする等、加工前の壁材自体に工夫を加える方式が採用される傾向にある。

生産技術面では、これらの材料及び構造の変化に対応、新素材の成形、溶接、機械加工等の加工技術の確立が必要である。

当社に於ては、積層板方式について、素材の製作及びその加工技術の研究開発を実施、現在、ほぼ実用化の段階にある。

3.2 大型単缶型燃焼器の構造と特徴

三井造船 杉本富男
" 兼田年光

1. まえがき

ガスタービン燃焼器は圧縮機出口とタービン入口の間に位置し、圧縮機からの高温、高圧空气中に燃料を直接噴射して燃焼させ、さらにこの高温の燃焼ガスを所定の温度まで希釈してタービンに供給する燃焼装置である。燃焼器の型式としては多缶型 (Multi-can)、単缶型 (Single-can)、アニュラ型 (Annular) などがあり、それぞれ産業用、或いは航空転用型ガスタービンで実用化されている。また、燃焼器入口・出口間の空気流れの方向性により直流型 (Straight-flow) と逆流型 (Reverse-flow) などに分類される。本稿では、以上の型式の中で構造的にはもっとも簡単な単缶型燃焼器について、その構造、製造技術、及び特徴を解説するとともに、これまで実用化に至らず焼却処分されていた低カロリーガス燃料への応用についても、実機の適用例を紹介しながら簡単に説明することとする。尚、本稿は経験上三井ガスタービン燃焼器を主体として解説させて戴いた。

2. 単缶型燃焼器の構造と特徴

単缶型燃焼器では、圧縮機から吐出される全空気が1個の筒型燃焼器に流入し、ここで燃焼が行われる。従って、多缶型燃焼器などに見られる各燃焼室の間を結ぶ火炎伝播管 (Crossfire tube) は不要であり、1個の燃焼筒の中で着火、及び燃焼のすべてが行われる。また、燃焼筒の寸法は前

述の如く全圧縮機吐出風量が1缶の中を流れるため、多缶型燃焼器などの燃焼筒に比べて著るしく大型化することになる。空気流入の型式は、単缶型燃焼器を使用する場合は通常逆流型となる。

図1に単缶型燃焼器の1例を示す。圧力容器である燃焼器外筒 (Outer casing)、1次・2次燃焼領域を内部に形成する1次内筒 (Primary flame tube)、希釈混合領域を形成する2次内筒 (Secondary flame tube)、燃料噴射弁 (Fuel nozzle) 着火装置 (Ignition Equipment)、及び火炎検知器 (Flame detector) などから構成されている。以下に要素別にその構造、特徴、製造方法について述べる。

燃焼器外筒：外筒は炭素鋼を使用した溶接構造物であり、本体部と天蓋部より構成される。天蓋部には燃料噴射弁、着火装置、火炎検知器などが取付けられる。外筒内部にはステンレス板による保温材の充填部が設けられており、約60mmの厚さで保温材が詰め込まれている。これにより、外筒表面の壁温は約150℃以下に保たれている。

外筒の製作工程は板のカッティング、曲げ加工、溶接、焼鈍、ショットブラスト、フランジ部の機械加工、内部のステンレス板の取付け、保温材の充填の順に行われる。溶接部は表面検査、放射線検査が、又、水圧試験、気密試験が必要に応じて行われる。

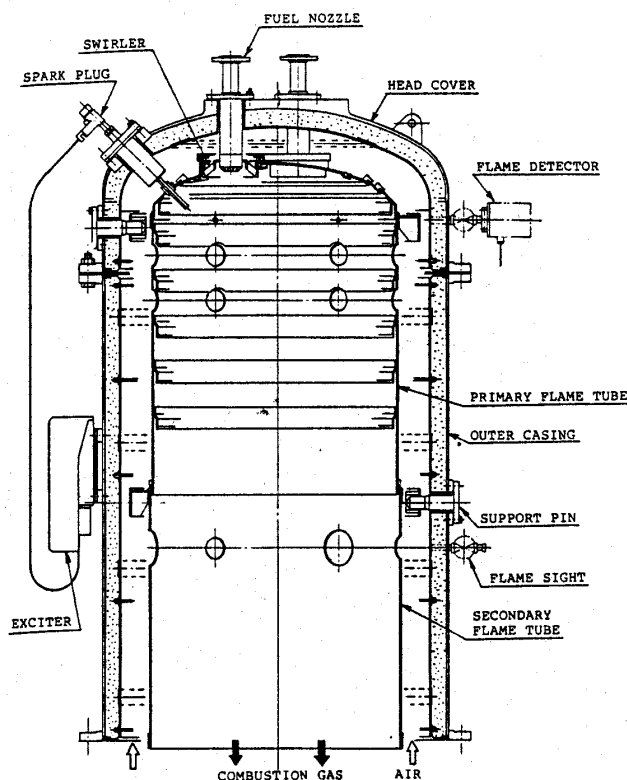


図1 SB 90 ガスタービン燃焼器

1次内筒：1次・2次燃焼領域を内部に形成する1次内筒は、ガスタービンの構成部品のうちもっとも高温にさらされ、使用条件の厳しい要素部品である。ハステロイ-Xの超耐熱合金を使用した溶接構造物であり、4本の支持棒により外筒から支持されている。内筒の冷却は偏流板を用いた膜冷却により行われており、内筒壁温は最高部でも850℃以下に冷却されている。天蓋部には3個のスワラが配置されており、燃料噴射弁も同様に3本天蓋に取付けられる。

1次内筒には燃焼性能の他に耐久性がもっとも要求されることは、どの型式の燃焼器においても同じである。現段階では膜冷却のみでタービン入口温度1,000℃、入口圧力12.5 ataのものまで実用化されているが、将来はさらにセラミックコーティングや内筒冷却方法の改善に努めてゆく必要がある。

1次内筒の製作は板のカッティング、ロール曲げ加工、冷間プレス加工、孔明け、溶接、機械加工の順に行われる。板のカッティングは3mm以下の板厚ではレーザービームによる切断を行うが、3mm以上の板厚ではガウジングによる切断を行う。

冷却用空気孔（4～6キリ）はロール曲げ加工前に平板の状態で行うが、燃焼用空気孔は曲げ加工後ガウジングにより行う。偏流板は冷間プレス加工により製作される。溶接はすべてTIG溶接で行う。内筒板の曲げ加工後の縦方向溶接や、内筒内部への偏流板の溶接は内筒内部に溶接用治具を取付け、熱変形を防止しながら行われる。スワラ取付け台、支持棒挿入用のピースは溶接後芯出しを行い機械加工を行う。

2次内筒：2次内筒は希釈・混合領域を形成することが主たる役目であり、全負荷時においても火炎が2次内筒までのびてこないように設計されている。従って、2次内筒の内部は高温ガスみの流れであり、火炎からのふく射は1次内筒に比べてはるかに少ない。又、空気流れの方向性が逆流型であるため、2次内筒は外周部の対流熱伝達により十分冷却されている。このため、2次内筒では膜冷却が行われておらず、1枚の耐熱合金を巻いただけの非常に単純な構造となっている。2次内筒の出口はタービン入口ケーシングと結ばれており、ここを通過して燃焼ガスがタービン部へ流入する。製作方法は1次内筒と同じである。

燃料噴射弁：3本の燃料噴射弁が天蓋部に取り付けられる。燃料噴射弁の型式は使用する燃料が液

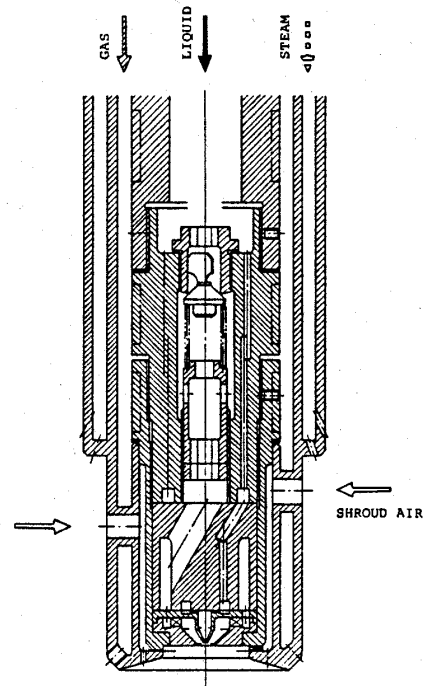


図2 SB 60 燃焼器用混焼ノズル

体か、ガスか、或いは、液体とガスの両方を使用するかによって液体専焼、ガス専焼、或いは混焼ノズルが選ばれる。図2に混焼ノズルの1例を示す。本噴射弁ではNO_x低減のための蒸気噴射も行われるようになっている。ガス噴射弁としては通常多孔型が使用される。一方、液体噴射弁ではナフサ、灯油、軽油等の軽質油に対してはデュアルオリフィス型のうず巻噴射弁にシュラウド空気を流したものが使用される。又、B重油、C重油、残渣油等に対してはスモーク低減の目的から空気噴射弁（エアアシストノズル）や気流微粒形噴射弁（エアブラストノズル）が使用される。

表1 液体燃料噴射弁の噴射量（1本当たり）

燃 焼 器	S B 30	S B 60	S B 90
噴 射 量	700 l/H	1,800 l/H	2,800 l/H

単缶型燃焼器では、この燃料噴射弁の噴射容量が著るしく大きくなるのが特徴である。表1に各燃焼器の液体燃料噴射弁の噴射量を示す。このようにノズルの噴射量が極めて大きいので、噴霧粒径も100～200 μ と当然大きくなっているが、1次内筒での火炎の容積が大きく、滞留時間もかなり長くなっているため、燃焼上の問題はほとんど起こらない。

スワラ：スワラは保炎器としての役目を持ち、1次内筒天蓋に3個設けられている。16枚の旋回羽根により構成されており、羽根植込み角度45°の混流型のもが用いられている。単缶型燃焼器ではこのスワラの寸法も著るしく大型化し、SB90燃焼器用スワラの羽根外径は約200mmにもなる。スワラの製作方法としては旋回羽根を溶接止めする方法がよく行われるが、本稿のものはすべて機械加工により羽根の切り出しを行っている。量産的には精鑄による製作が低コストになる。

火炎検知器：2個、或いは3個の火炎検知器が外筒天蓋部に取付けられている。検知器の型式としては赤外線のを感知するPbSセルが用いられている。単缶型燃焼器では燃焼筒が1缶のみであるため、複数の火炎検知器により確実に火炎の監視が行われる。

以上の如く、単缶型燃焼器では多缶型燃焼器な

どと比べてすべての構成要素が大型化しているが、製造技術としては特に特殊なものはない。単缶型燃焼器の構造上の最大の特徴であり利点は、燃焼器自体がガスタービン本体より独立して構成されていることである。このため、燃焼器の改造、特殊設計が容易に行われ得る。このことは、低カロリーガス燃焼用の燃焼器や、C重油、残渣油燃焼用の燃焼器などの標準型とは異なる燃焼器の特殊設計が他のガスタービン要素（例えばタービン外側ケーシングなど）の構造上の制約をうけずに行われ得ることを意味している。従って、単缶型燃焼器では使用燃料の融通性の点において優れているといえる。

3. 低カロリーガス用燃焼器

高炉ガス、石炭ガス化ガス、ランドフィルガス（ゴミ醗酵ガス）等の一般燃料に比べて発熱量が著るしく低い低カロリーガスを自立安定して燃焼させるためには、特別な保炎対策を講じた特殊設計の燃焼器を用いる必要がある。¹⁾ 図3は石炭ガス化ガス（LHV≒1,200 kcal/Nm³）を燃焼させる低カロリーガス用燃焼器を装備したSB30ガスタービンである。燃焼器自体は標準型のものとはまったく異なった寸法、形状の単缶型燃焼器であ

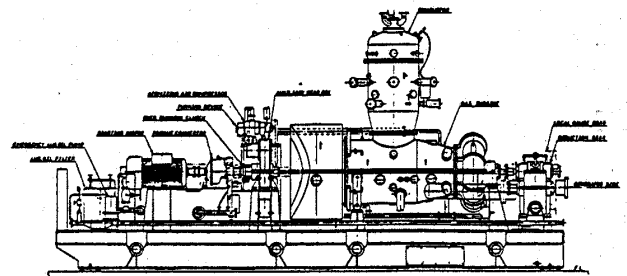


図3 低カロリーガス用燃焼器を装備したSB30ガスタービン

るが、ガスタービン本体との取合いは標準型のものと同じである。このようにガスタービン本体にほとんど改造を加えることなく、燃焼器を使用燃料に合わせて選べることは、単缶型燃焼器の最大の利点ともいえる。

4. あとがき

単缶型燃焼器の構造、製造方法、特徴等について簡単に解説を行ってきたが、最後に要約すると次のことがいえる。

- 1) 燃焼筒（内筒）、スワラ、燃料噴射弁等の構成要素が著しく大型化する。
- 2) 燃焼器がガスタービン本体から独立した形で構成される。
- 3) 上記は使用燃料に合わせた燃焼器の特殊設計を容易にする。即ち、使用燃料に対する融

通性が優れている。

- 4) 保守・点検が容易である。

参考文献

- (1) 江波戸、ほか3名、Paper of the 15th CIMAC Paris Conference, T 2・1 (1983)

4. 燃料噴射ノズルの製造技術

帝人製機株式会社航空機技術部 中村 秀一

1. まえがき

弊社は昭和36年度より航空機用燃料噴射ノズル（fuel spray nozzle, 以下ノズルという。）の開発、製造に従事し、T64エンジン用ノズルから始まり近年ではT56、F100エンジン用ノズルを製造するに至っている。

ノズルはエンジン燃焼室の前端部に取り付けられ、エンジンに要求される燃料を霧化して燃焼室内に供給するという重要な機能を有した部品であり、噴射部分には特に精密な加工が要求される。ここではノズルの特徴、加工、検査方法等につきその概要を説明する。

2. ノズルの構造

噴射ノズルには、噴孔が1つのシプレックス型（simplex type）と、プライマリオリフィス（primary orifice）とセカンダリオリフィス（secondary orifice）の2つの噴孔を有するデュプレックス型（duplex type）の2種類がある。

ここでは弊社にて最も製造実績の多いデュプレックス型ノズルについてその構造と概要を説明する。代表的なデュプレックス型ノズルの構造と主要部品の名称を図1に示す。

燃料入口はプライマリ、セカンダリを個別に2つ有するものと、共通化されて1つになったものがあり、1つのものはフローディバイダ（flow divider）を内蔵する。

フローディバイダはスプリング力でセカンダリ燃料流路を閉じているが、燃圧が上昇すると開き以降は燃圧の要求に伴いセカンダリ流量を制御する。エンジン（engine）始動時には一般にプライ

マリのみが噴射され、高出力時にはプライマリ、セカンダリの両方が噴射される。

フローディバイダを内蔵しないノズルは、上流のエンジン部品によって同様の制御を受ける。

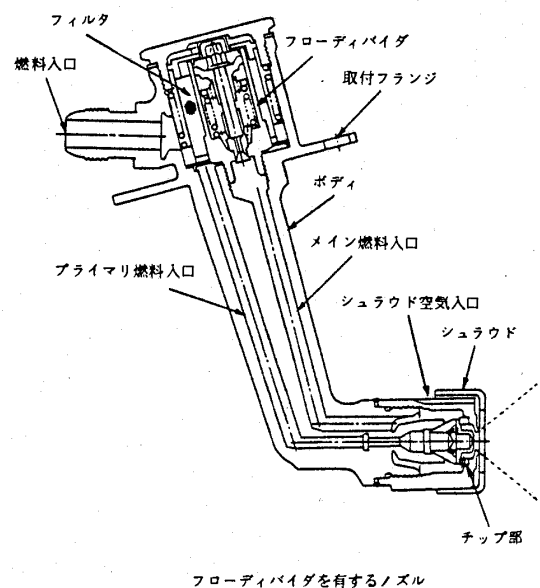
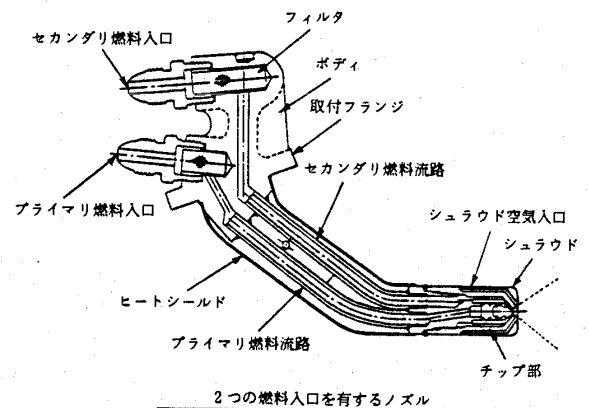


図1 代表的なデュプレックス式ノズル

- 1) 燃焼筒（内筒）、スワラ、燃料噴射弁等の構成要素が著しく大型化する。
- 2) 燃焼器がガスタービン本体から独立した形で構成される。
- 3) 上記は使用燃料に合わせた燃焼器の特殊設計を容易にする。即ち、使用燃料に対する融

通性が優れている。

- 4) 保守・点検が容易である。

参考文献

- (1) 江波戸、ほか3名、Paper of the 15th CIMAC Paris Conference, T 2・1 (1983)

4. 燃料噴射ノズルの製造技術

帝人製機株式会社航空機技術部 中村 秀一

1. まえがき

弊社は昭和36年度より航空機用燃料噴射ノズル（fuel spray nozzle, 以下ノズルという。）の開発、製造に従事し、T64エンジン用ノズルから始まり近年ではT56、F100エンジン用ノズルを製造するに至っている。

ノズルはエンジン燃焼室の前端部に取り付けられ、エンジンに要求される燃料を霧化して燃焼室内に供給するという重要な機能を有した部品であり、噴射部分には特に精密な加工が要求される。ここではノズルの特徴、加工、検査方法等につきその概要を説明する。

2. ノズルの構造

噴射ノズルには、噴孔が1つのシプレックス型（simplex type）と、プライマリオリフィス（primary orifice）とセカンダリオリフィス（secondary orifice）の2つの噴孔を有するデュプレックス型（duplex type）の2種類がある。

ここでは弊社にて最も製造実績の多いデュプレックス型ノズルについてその構造と概要を説明する。代表的なデュプレックス型ノズルの構造と主要部品の名称を図1に示す。

燃料入口はプライマリ、セカンダリを個別に2つ有するものと、共通化されて1つになったものがあり、1つのものはフローディバイダ（flow divider）を内蔵する。

フローディバイダはスプリング力でセカンダリ燃料流路を閉じているが、燃圧が上昇すると開き以降は燃圧の要求に伴いセカンダリ流量を制御する。エンジン（engine）始動時には一般にプライ

マリのみが噴射され、高出力時にはプライマリ、セカンダリの両方が噴射される。

フローディバイダを内蔵しないノズルは、上流のエンジン部品によって同様の制御を受ける。

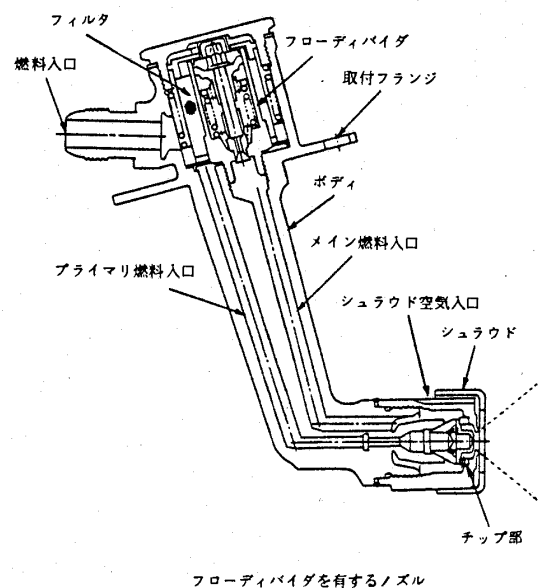
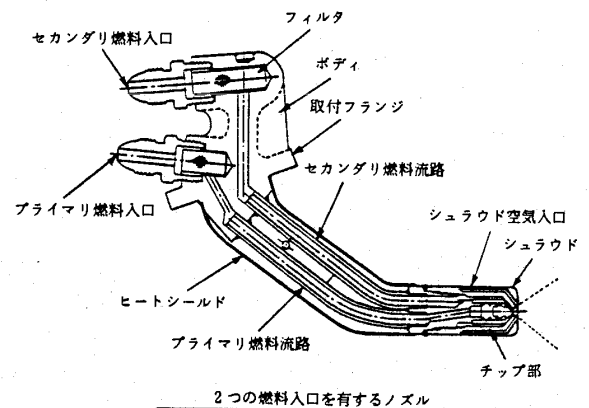


図1 代表的なデュプレックス式ノズル

入口から流入した燃料は、フィルタ (filter) を通過し、ボディ内部の燃料流路 (フローディバイダを含む) を経て、先端のチップ (tip) 部に到達する。

チップには複数の旋回溝 (孔) が設けられ、溝を通過した燃料はチップ内部を旋回し、噴孔から円錐状の噴霧 (spray) となって噴射される。

ノズル先端部には火炎のふく射熱からチップを保護するためのシュラウド (shroud) が装着されチップとシュラウドの間には冷却のためのシュラウド空気 (shroud air) が流れる。このシュラウド空気は噴霧に大きな影響を与え噴霧をしぼめてしまうこともあり、この現象防止のためシュラウド空気にも旋回成分を与えるものもある。

また一部ノズルには、熱による燃料炭化防止のため流路にチューブを使用し、外側をステンレス鋼のカバーで包ったボディを採用したものや、

シュラウド外周にセラミックをコーティングしたものもある。

各部のシールはすべてメタル-メタルシールであり、使用流体がガソリンで非常に洩れやすいこと、高温条件下での長時間使用されることなどから、チップ部とボディ結合部分は溶接するものが多い。ただしこの構造を採用したものは、オーバーホール時等分解の際には溶接部切断後分解という面倒な作業となるため、ガスケットによるシールを採用しているものもあり、この種のノズルではチップ部のまわり止めを確実に施す必要がある。

フィルタ装着部は、フィルタの取り外し、洗浄が容易に行われるよう、すべてガスケットによりシールされる。

3. ノズルに要求される性能

ノズルはその装着箇所からわかるように、高い温度が要求される。

- (1) 周囲温度
 - 取付フランジ上部 - 65~+520°F
 - 取付フランジ下部 - 65~+1,250°F
- (2) 燃料温度 - 65~+520°F

主な性能要求は以下のとおりである。

- (1) 作動圧力：0~500 PSIG
PSIG : pounds per square inch gauge
- (2) 燃料流量：0~2,500 PPH

PPH : pounds per hour

- (3) 噴霧角度 (図2参照) : 90~120° (degree)

- (4) 分配精度 (図2参照) :
プライマリ噴射時 63%以上

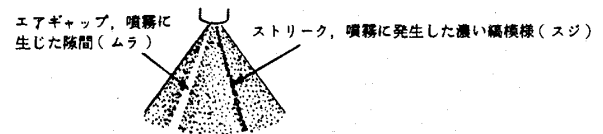
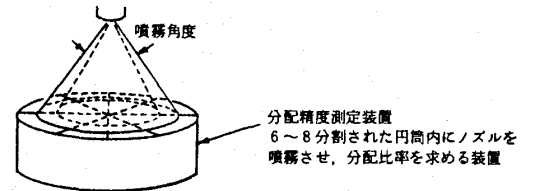


図2 噴霧角度、分配精度、噴霧品質の説明

- プライマリ、セカンダリ噴射時 ... 72%以上

- (5) スプレイ品質 (図2参照) : 全作動域において、噴霧はスジ、ムラのないこと。および脈動等なく安定していること。

4. 設 計

ノズル設計上の特徴は以下のとおりである。

- (1) エンジン始動から最大出力まで安定した噴霧を供給できること。
- (2) 着火特性が良好であること。特に寒冷地着火特性、高空再着火性が良いこと。
- (3) フローディバイダを有するものは燃圧上昇時と降下時のヒステリシスが小さいこと。
- (4) フローディバイダはチャタリング等なく安定していること。
- (5) 外表面と内部の温度差により部品に歪が発生したり、プライマリとセカンダリ流路間に漏えいが生じないこと。
- (6) フィルタは適切なメッシュサイズを使用し十分なる過面積を有すること、およびノズル性能に影響なく取り外し可能なものであること。

材料は高温条件下での長時間使用に耐えるため耐熱性にすぐれたものが使用される。代表的な使用例を以下に示す。

- (1) ボディ 300系または400系のステンレス鍛造品

- (2) フィルタ …… 300系ステンレス鋼
- (3) チップ …… 析出硬化系ステンレス鋼
- (4) フローディバイダ …… 400系ステンレス鋼
- (5) スプリング …… ニッケル基耐熱銅線
- (6) シュラウド …… ニッケル基耐熱鋼
- (7) ガスケット …… 銅合金

5. 製造技術

5.1 加工および検査 ノズルの主要部品はチップとシュラウドであり、これら部品の加工、検査には多くの時間が費やされるが、最大の難点は部品のサイズ(小さいこと)である。チップの代表的な寸法を図3に示す。

ノズル性能のバラツキを最小限に抑えるにはチップ等の精度を可能な限り良くする必要がある。加えて部品が小さいため加工、検査は20~40倍の拡大鏡のもとで行われること、および高い精度の専用治工具を使用することを特徴とする。

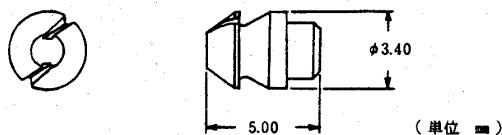


図3 代表的なチップのサイズ(プライマリ)

噴孔部は高速回転のボール盤、旋盤で加工され、特に噴孔部の芯ずれ、傾き、表面荒さに注意が払われる。芯ずれ、傾きは噴霧の方向を変え分配精度低下を生じさせ、噴孔内のツールマークは燃料の旋回力を弱め噴霧特性を変化させる。

旋回溝はそのサイズにあわせ、カッタ加工、プレス加工、放電加工の中から適した方法が採用される。旋回溝についても位置ずれ、表面荒さは重要で、位置ずれは燃料の旋回速度に直接影響し噴霧特性を変化させる。旋回溝についてはその断面形状も特に重要で、工具の管理等十分に行う必要がある。

シュラウド程度のサイズになると、精密鑄造製の旋回羽根も採用でき、旋回機構の加工も比較的容易となる。

チップ、シュラウド加工で最も重要なものはバリ取り、ラッピング仕上げである。バリ取りも拡大鏡をのぞきながら小型のカッタを用いての手作業で行われるが、エッジ部は鋭角で面取りしてはならないため、特に慎重な作業となる。

バリ取り後のラッピング仕上げは通常金属製ラップ工具を用いるが、最終仕上げにおいては木製のものが使用される。噴孔部の傷は噴霧品質不良となるため、目視検査に加え実際に燃料を噴射してその良否が判定される。

5.2 特殊工程 ノズルに採用される一般的な特殊工程と使用例を以下に示す。

- (1) アルゴン溶接 …… 高い密封性を要求されるボディとチップの結合部。溶接時チップ部を加熱して性能変化が生じないようにノズル内部を不活性ガスで空冷にする。他に燃料入口とボディの結合部等に採用される。
- (2) 電子ビーム溶接 …… ボディとシュラウドの結合部等溶接による歪を極力抑えることを目的とする。
- (3) ロウ付 …… ボディ燃料チューブの組付部、複雑な形状をしたチップの結合部。現在では金ニッケルロウ付、銀ロウ付がよく用いられる。
- (4) 銀メッキ …… 酸化防止のためシュラウド表面に施される。
- (5) 硬質クロムメッキ …… フローディバイダのバルブ摺動面、シート面等耐摩耗性が要求される部分に採用される。
- (6) セラミックコーティング …… エンジン装着部との摩耗防止のためシュラウド外周に、また断熱効果を得るためボディ外表面等に施される。
- (7) 高周波焼入 …… フローディバイダのバルブ等部分的に焼入を施したい部品に採用される。

5.3 組立 部品は組立前に圧力洗浄、超音波洗浄を実施し、異物や油汚れを完全に除去する。組立調整は、流量調整、噴霧品質の仕上げが主な作業となる。

試験装置はノズルの型式ごとに使用限定されており、マスターノズル(又はオリフィス)を用いた管理を実施する。試験液の温度は通常 $\pm 2^{\circ}\text{F}$ 以内にコントロールされる。

試験中噴霧は内部から照明し、燃料流量、噴霧角度、分配精度、噴霧品質につき全数検査をする。

特に噴霧品質についてはノズルを 360° 回転させ全周から検査する。噴霧の立ち上がり、先端の燃料切れも重要な要素であり、作業は熟練した作業員にて慎重に行われる。

調整後溶接を実施するノズルは、内部を十分に

脱脂し不活性ガスを流しながら溶接する。溶接時の熱影響、溶接部の収縮はノズルの機能の原因となるため作業条件も細部にわたって管理される。

5.4 特殊な試験 噴霧解析には過去に数多くの提案がなされているが、弊社で行っているものにつきその概要を述べる。

(1) 流量分布 (図4 参照)

ノズル下方に採取用チューブをセットし、全チューブで採取された燃料と、個々のチューブで採取された燃料比率を求める。試験はシュラウド空気を流した条件でも行う。この試験によりシュラウド空気の影響を把握することができる。

(2) 粒径測定

受け止め法および光源とテレビカメラを使用したアナライザを使用する方法があり、前者は

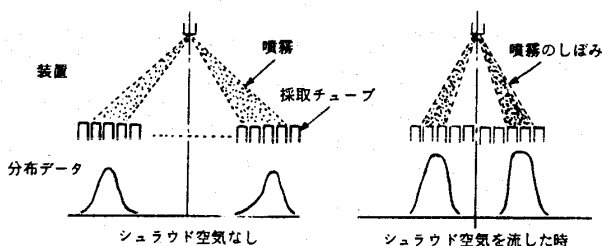


図4 流量分布とその代表的なデータ

文献等で多く取り扱われているシリコンオイルで噴霧を受け止め粒径測定するもの、後者は空中の粒子を撮像しその画像処理により粒径測定をするものである。

数年前までは受け止め法が主体であり煤 (soot) シリコンオイル等様々な媒体上に粒子を受け止めて写真撮影し、粒子径を測定していたが、作業に膨大な時間を要すること、データがかさみ保管が難しいこと、精度があまり良くないことから、アナライザによる測定に移行しつつある。

アナライザのブロック図を図5に示す。この装置はXeフラッシュランプの発光により、粒子を瞬間画像としてテレビカメラでとらえ画像処理を行い噴霧解析を行うものである。計測者はモニタテレビの画像を観察しながら粒子測定を行うことができ、データは必要に応じVTRにて再確認することができる。計測位置は位置センサにより画像、データ上にアウトプットされ、画像の写真撮

影も可能なものにした。

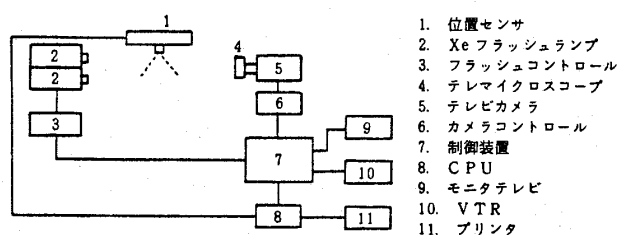


図5 アナライザのブロック図

アナライザの計測可能な粒子サイズは20ミクロンから1,000ミクロンであり、弊社で製造しているすべてのノズルの噴霧解析が実施可能であるが、最大の難点は光学系を使用しているため、粒子密度が高い部分、例えばシュラウド空気を流し噴霧が密集した箇所では画像全体が暗くなり、画像コントローラの調節だけでは十分な精度が得られないこと、及び粒子の像が重なり合って実際のサイズより大きなデータがアウトプットされることで、現在この改善方法を研究中である。

6. あとがき

本文ではノズルの製造技術につき深く説明することはできなかったが、その概要については御理解戴けたと考える。今後のノズルの課題はエンジンの高出力化にともなう耐燃性に優れた材料及び構造の開発であると考えられる。また噴霧解析技術についてもより精度を向上させ、データを定量的に把握することにより開発技術の向上、品質の維持、改善に大きく寄与させる必要がある。今後はこれら技術の向上によりいっそうの努力を重ねユーザーの要請にこたえられるノズルを製造していく所存である。

5. タービン翼，過給機用インペラの鑄造技術

石川島精密鑄造(株) 取締役技師長 工博 錦 織 徳 郎

5・1 まえがき

ガスタービンのタービン翼，自動車用過給機のタービン側インペラやコンプレッサ側インペラの素材は鑄物で作られている。

ガスタービンのタービン翼，自動車用過給機のタービン側インペラはロストワックス法とかインベストメント・キャスト法とも呼ばれている精密鑄造法で作られている。また自動車用過給機のコンプレッサ側インペラはプラスタ・モールド法と呼ばれる精密鑄造法で作られている。

精密鑄造法は機械的性質の優れた寸法精度の高い高品質の鑄物を提供することができる鑄造法であり，ガスタービンのタービン翼，自動車用過給機のタービン側インペラやコンプレッサ側インペラの製造には欠くことのできない技術である。

ロストワックス法は耐火度の高い鑄型を使用するので，融点の高い金属を鑄込むことができるがプラスタ・モールド法は鑄型材料に石膏を使用するので，石膏の熱分解温度が低いため融点の高い金属は鑄込むことができない。

ガスタービンの動翼にはニッケル基耐熱合金が，静翼にはニッケル基かコバルト基の耐熱合金が，自動車用過給機のタービン側インペラにはニッケル基耐熱合金が使われている。また自動車用過給機のコンプレッサ側インペラにはアルミニウム合金が使われている。

ガスタービンのタービン翼の鑄造組織は微細結晶粒組織か，一方向凝固柱状晶組織か，単結晶組織である。自動車用過給機のタービン側インペラやコンプレッサ側インペラは普通鑄造組織である。

以下にロストワックス法によるタービン翼や過給機インペラの作り方，結晶粒微細化組織タービン翼の作り方，一方向凝固柱状晶組織タービン翼の作り方，単結晶組織タービン翼の作り方，プラスタ・モールド法による過給機インペラの作り方などについて，それらの概要を平易に解説する。

5・2 ロストワックス法によるタービン翼や過給機インペラの作り方

ロストワックス法は基本的にはソリッド・モー

ルド法とセラミック・シェル・モールド法の2種類の方法があるが，ガスタービンのタービン翼や自動車用過給機のタービン側インペラはセラミック・シェル・モールド法で作られている。

これらのものをセラミック・シェル・モールド法で作る場合には，まず最初に製品のろう模型を作る。ろう模型はインジェクションマシンを使って金型にろうを圧入して作る。

冷却空気通路のある空冷タービン翼を作る場合には，あらかじめ冷却空気通路に該当する形状のセラミック製の中子を準備し，このセラミック中子を金型に納めてからろうをインジェクションしてろう模型を作る。すなわちセラミック中子を抱き込んだ形のろう模型ができる。

次に多数個のろう模型をろう製の湯口棒に溶接し一群に組立てる。組立てられたろう模型をツリーとかクラスターと呼ぶ。

次にこのツリーに耐火物をコートしていく。耐火物をコートする方法はまずスラリー（泥漿状の耐火物）の中にツリーを短時間浸漬し，ツリーの表面にスラリーを付着させたあと，それが乾かぬうちに細粒の耐火物粒を全面に付着させる。耐火物粒を付着させる作業をスタッコイングとかサンディングと呼ぶ。そのあと常温で乾燥させる。これでツリーへの1回目のコートが終る。

上記のコティング作業を5～7回繰返してコートの厚みを4～8mmにする。スタッコイングの耐火物粒はコートの回数を重ねるにつれ粗粒にしていく。大きなタービン翼を作る場合には大きさに応じてコティングの回数を増やし，コートの厚みを10～12mmにする。

スラリーは液状粘結剤と耐火物粉末との混合物である。液状粘結剤にはコロイダル・シリカカエチル・シリケートが使われている。耐火物粉末にはジルコン，ムライト，アルミナ，熔融石英などが使われている。またスタッコ用の耐火物粒にはジルコン，ムライト，アルミナ，熔融石英のほかにはシャモットが使われている。シャモットは耐火度が低いので1回目と2回目のコート用には用い

ない。

ろう模型ツリーへの耐火物のコーティング作業が終わったら、十分に常温乾燥してコーティング層に強度を持たせてから脱ろうする。ろう模型ツリーを溶融除去する作業を脱ろうという。脱ろうはオートクレーブかショックヒート炉の中で急速に加熱して短時間で行う。

脱ろうが終わるとコーティング層だけが残リシエル状の鑄型ができる。このシエル状の鑄型を高温で焼成して十分な強度を持たせる。このようにして作られた鑄型をセラミック・シエル・モールドという。

次に鑄型を高温に保持して溶融金属を鑄込む。ニッケル基耐熱合金は真空溶解鑄造する。コバルト基耐熱合金は大気溶解鑄造する。溶解炉はともに高周波誘導溶解炉が使われている。

鑄込んだあとノックアウトマシンで鑄型を壊して鑄物を取り出し、高速切断機で湯道を切り落して湯口系と鑄物とを分離する。鑄物の表面に付着している鑄型はサンドブラストで除去する。また鑄ぐるまれた空冷タービン翼のセラミック中子はオートクレーブを用い、苛性液の中で化学的に融解除去する。

鑄物は鑄仕上げされたあと熱処理し、寸法検査、X線による内部検査、蛍光探傷による表面検査、組織検査などの検査工程にまわされる。

5・3 結晶粒微細化組織タービン翼の作り方

一方向凝固柱状晶組織、単結晶組織以外のガスタービンのタービン翼はすべて結晶粒微細化組織である。結晶粒を微細化ししかも結晶粒度を揃えることによって、普通鑄造組織よりも高温性質を向上させることができる。

表1⁽¹⁾はニッケル基耐熱合金 Udimet 700の816℃と常温との間の繰返し熱疲労におよぼす結晶粒の大きさの影響を示したものである。結晶粒の大きさが0.8～1.6mmと3.2～6.4mmとでは破断までの繰返し数が格段と相違していることがわかる。例えば42.2 kgf/mm²の応力で3.2～6.4mmの大きさでは507回で破断しているが、0.8～1.6mmの大きさでは30,715回になっても破断していない。

微細化組織を得るためには次のような方法があるが、その中には欠点をとまなう方法もある。

1) 鑄型内で溶湯が乱流をおこすような湯口設計にする。乱流は非金属介在物の含有量を増大す

表1. 熱疲労に及ぼす結晶粒大きさの影響

(材質 Udimet 700, 試験温度 816℃)

結晶粒の大きさ (mm)	応力 (kgf/mm ²)	破断繰返し数 (×10 ³)
0.8～1.6	49.2	9
	45.7	259
	45.7	9,439
	43.9	30,564
	42.2	30,715 (破断せず)
3.2～6.4	42.2	507
	38.7	821
	38.7	5,709
	36.9	30,153 (破断せず)
	35.2	46,332 (破断せず)

る。乱流によって表面積の増えた溶湯が、湯道の中で空気にさらされ多くの酸化皮膜が形成される。これが鑄物キャビティに運ばれて非金属介在物となるという欠点がある。真空中で鑄込むと非金属介在物の問題は無くなる。

乱流にするとなぜ微細結晶ができ易いかというと、第1に鑄物キャビティに運ばれた溶湯の温度勾配を弱める。第2に凝固中に樹枝状晶の端片を切断しそれを結晶の核とする。結果として鑄物キャビティに運ばれた溶湯は多くの結晶核を含有しており、しかも均一な温度になっているので、微細結晶ができ易い状態になっている。

2) 核生成触媒を溶湯に添加する。

3) 鑄型壁にあらかじゆ核生成触媒を添加しておく。これには次のような方法がある。

① 金属酸化物を配合したスラリーでろう模型をコーティングする。金属酸化物の種類は鑄込み金属によって変える。かなり多量に配合しないと効果がない。

② 金属酸化物を配合したスラリーでろう模型をコーティングしたあと、普通の方法で鑄型を作り、鑄込み前に高温の鑄型キャビティの中にトリクロール・エチレンあるいはヘプタンを注入し、第1層目のコートに金属酸化物を金属に還元する。効果ある金属酸化物は鉄、コバルト、ニッケル

マンガンなどの酸化物であるが、これらの金属酸化物の種類は鑄込み金属の種類によって選択する。金属酸化物のスラリーへの配合量は1～5%である。

③ アルミン酸コバルトあるいはけい酸コバルトを配合したスラリーでろう模型をコーティングする。アルミン酸コバルト、けい酸コバルトの配合量はスラリー1ℓに対して20～50 grである。添加しない場合の結晶粒の大きさが平均6～12mmであるのに対し、添加した場合には0.25mm以下にすることができる⁽²⁾。

4) 鑄込み後溶湯が凝固するまで鑄型に微小振動を与える。

5) 鑄込み温度と鑄型温度の適正な関係を見つけ凝固速度を調節する。方法としては鑄込み温度を下げる。鑄込み温度を下げると湯回り不良をおこし易くなるので鑄型温度を上げる。

5・4 一方向凝固柱状晶組織タービン翼の作り方

鑄型内に鑄込まれた金属が凝固する時には、鑄型面に接触している全ての面から同時に凝固が始まり内部に向かって進行する。結晶の成長方向は鑄物表面に対して垂直方向に向く。よって鑄物は結晶が種々の方向を向くことになる。これが普通の方法で凝固させた時の鑄物の鑄造組織である。

一方向凝固柱状晶組織の鑄物は鑄型内に鑄込まれた金属の凝固を制御して、凝固方向を一方のみにしてやることによって得られる。すなわち一面からのみ冷却し、他の面は加熱して他の面からの凝固が生じないようにしてやれば、柱状晶が冷却面に対して垂直方向に成長していく。

すなわち一方向凝固柱状晶組織タービン翼を作る場合には、タービン翼の応力軸方向に対して垂直な面から凝固を開始させて、柱状晶を応力軸方向に成長させるのである。

一方向凝固柱状晶組織タービン翼の作り方は発熱鑄型法→PD法(Power Down法)→引き出し法→液体金属冷却法の順に開発されてきた。現在では工業的には引き出し法が定着しているようである。液体金属冷却法は実験的には試みられているが、まだ工業的には使われていない。今後の改良研究に待つ所が大である。

一方向凝固柱状晶組織の成否はおもに、鑄型内

で凝固が一方向に進行して行く時の固液界面の温度勾配(G)と凝固速度(R、固液界面位置の移動速度)に依存している。一方向凝固柱状晶組織を作る時にはG/Rがデンドライト凝固領域になるように、GとRを制御しながら凝固を進行させる。

固液界面の温度勾配は発熱鑄型法→PD法→引き出し法→液体金属冷却法の順に大きくなる。固液界面の温度勾配が大きくなると凝固速度を速くすることができるので生産性が上がる。研究開発の方向は凝固速度を速くしても健全な鑄物ができる凝固制御技術の開発に向けられている。単結晶組織タービン翼についても同様である。

発熱鑄型法⁽³⁾は鑄型キャビティの底面(この面から凝固を進行させる)が開放された鑄型を、上側が広がったテーパ付の鑄枠に納め、鑄枠と鑄型との空間に粒状の発熱剤を充填したのち、これを加熱炉に入れて高温で加熱し発熱剤を十分に発熱させたあと、加熱炉より取り出し真空溶解炉の中に入れる。

真空溶解炉の鑄型室には水冷銅板が有り、その水冷銅板の上に鑄型を乗せる。鑄型室を真空にしたあと溶解室に移動し溶湯を鑄込む。

鑄型に鑄込まれた溶湯は鑄型キャビティの底面

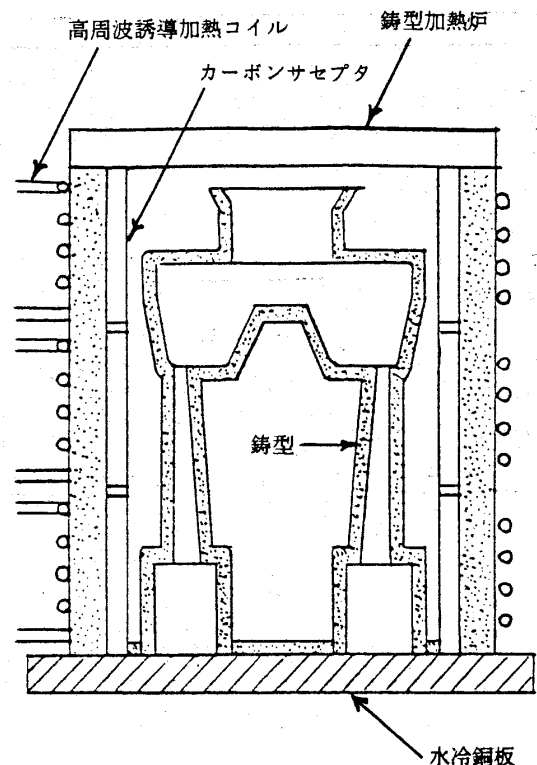


図1. P D 法

で水冷銅板と接触し冷却され、その面から凝固が進行する。そして柱状晶が水冷銅板に対して垂直方向に上に向かって成長していく。

鑄型の他の面は発熱剤によって鑄込み金属の融点以上に加熱されているので、他の面からは凝固は進行しない。発熱鑄型法では温度勾配と凝固速度は発熱剤の充填量によって調節するので、これらを制御することはなかなかむずかしい。

PD法は図1⁽⁴⁾に示すごとく底面が開放された鑄型を水冷銅板の上に寄せ、鑄型のみを鑄型加熱炉で加熱する。鑄型加熱炉は真空溶解炉に内蔵されている。鑄型加熱炉は1個の鑄型を加熱するようになっている。鑄型加熱炉の内側には円筒状のカーボン・サセプタがあり、カーボン・サセプタは高周波誘導加熱コイルで加熱される。高周波誘導加熱コイルは数段(図1の場合は3段)に分れており、下段のコイルから順次電源が切れるようになっている。

鑄型を鑄込み金属の融点以上の温度に保持し溶湯を鑄込む。水冷銅板と接触した面から凝固が垂直方向に上に向かって進行し柱状晶が成長していく。

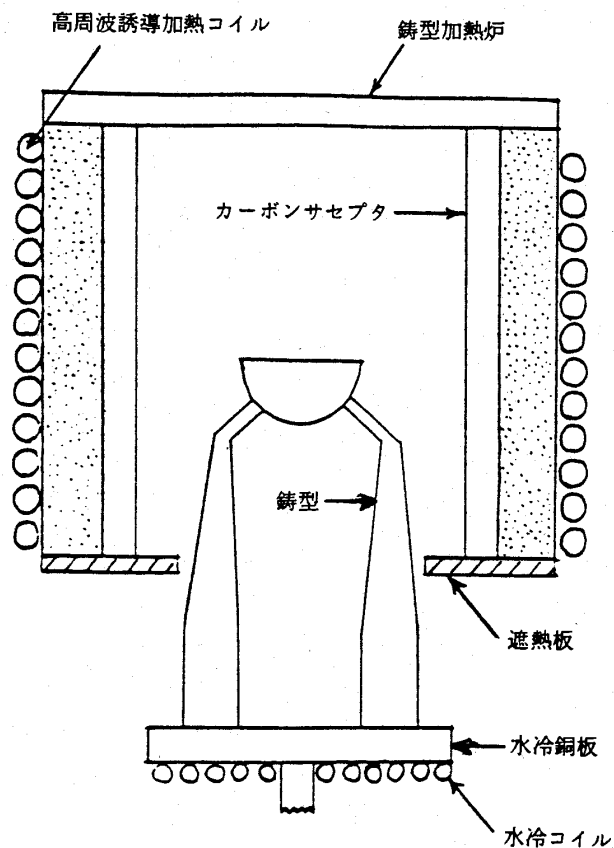


図2. 引き出し法

固液界面の位置が上方に移動するにつれ、加熱炉のコイルのスイッチを下段から切っていく、固液界面の温度勾配と凝固速度を制御する。この方法は固液界面の温度勾配を大きくできないので、凝固速度を速くすることができない。

引き出し法は図2⁽⁵⁾に示すごとくPD法との大きな違いは、水冷銅板が上下に移動できるようになっている点である。鑄型はPD法と同様にカーボン・サセプタで加熱される。鑄型加熱炉の下側には遮熱板が取付けられている。

遮熱板はカーボン・サセプタと鑄型との隙間から鑄型加熱炉内の熱が炉外に逃げるのを防ぐためのもので、固液界面の温度勾配を大きくする効果がある。

溶湯を鑄型に鑄込む時には水冷銅板は遮熱板と接触した位置にある。鑄込んだあと水冷銅板を徐々に引き下げることによって、鑄型を加熱炉から引き出す。水冷銅板を引き下げる速度によって凝固速度を制御することができる。

加熱炉内に入っている部分の鑄型は加熱され、加熱炉外に出た部分の鑄型は放熱され、水冷銅板による冷却効果とあまって、凝固した部分の金属の冷却を速くすることができる。すなわちPD法よりも凝固速度を速くすることができる。

引き出し法による場合にはG/Rの制御は容易である。引き出し法で作った一方向凝固柱状晶組織タービン翼のマクロ組織を写真1に示す。柱状晶がタービン翼の応力軸方向に平行に並んでいる。

液体金属冷却法⁽⁶⁾では鑄型の加熱方法は引き出し法と同じであるが、鑄型は水冷されていない銅板の上に取付けられている。鑄込み金属は銅板を鑄型ごと溶融錫槽中に徐々に押し込むことによって冷却される。

液体金属冷却法は接触冷却法なので、引き出し法よりも固液界面の温度勾配をより大きくすることができる。凝固速度は溶融錫槽中に鑄型を押し込む速度によって制御する。まだ種々の問題点をかかえている。

5.5 単結晶組織タービン翼の作り方

単結晶組織タービン翼の作り方は一方向凝固柱状晶組織タービン翼の作り方と大体同じである。鑄型の作り方、鑄型の加熱方法、鑄込み金属の冷却方法、凝固制御の方法は一方向凝固柱状晶組織

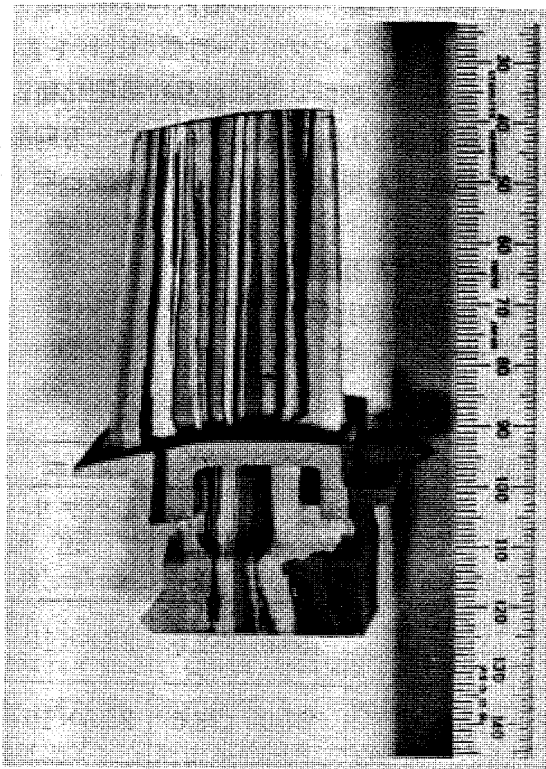


写真1. 一方向凝固柱状晶組織タービン翼のマクロ組織

タービン翼を作る場合と同じである。ただおもな相異点が2点ある。

その内の1点は一方向凝固柱状晶組織タービン翼を作る場合には、鑄型キャビティはスタータ・ブロックの個所（鑄込み金属が最初に水冷銅板に接触して柱状晶が発生し成長していく個所）とタービン翼の個所とが直接接続しているが、単結晶組織タービン翼を作る場合には 鑄型キャビティにはスタータ・ブロックの個所とタービン翼の個所との間に制限回路の個所がある。

制限回路はスタータ・ブロック内の縦に並んだ多数の柱状晶の中から、1個の柱状晶を取り出す役目をする。制限回路によって取り出された1個の柱状晶をタービン翼の個所に導き、その結晶を成長させて単結晶にする。

制限回路の形状の一例を図3⁽⁷⁾に示す。下側のブロック状のものがスタータ・ブロックであり、スタータ・ブロックとタービン翼との間のジグザグ状の通路が制限回路である。制限回路の形状については種々の形が考えられている。

一方向凝固柱状晶組織タービン翼を作る場合と

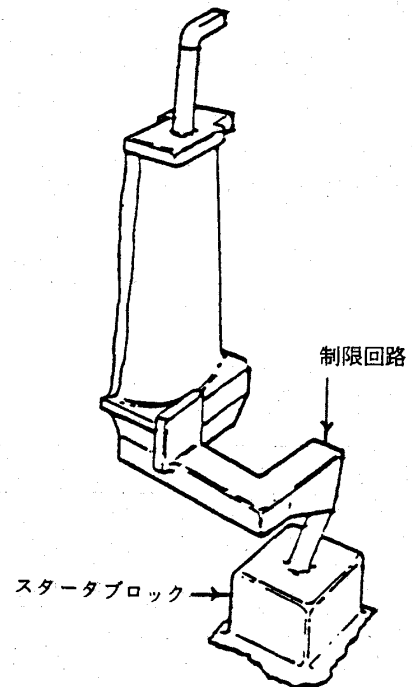


図3. 制限回路の形状の一例

異なるもう1つの点は、単結晶の種結晶を使う点である。種結晶を使う場合には前記の制限回路の機能を持った通路は無い。

種結晶を使って単結晶組織タービン翼を作る場合には図4⁽⁸⁾に示すごとく、鑄型キャビティ内のス

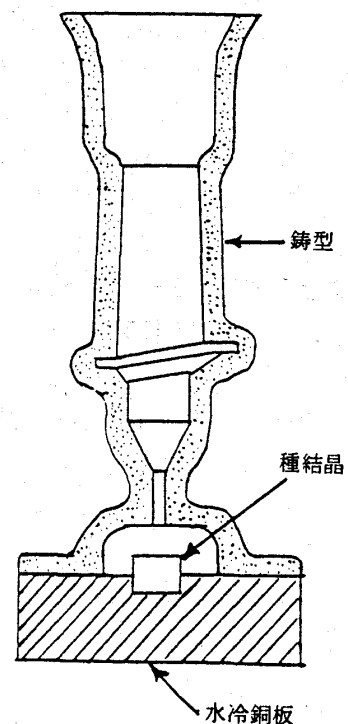


図4. 種結晶による方法

タータ・ブロックに該当する個所の中に種結晶を固定させる。鑄型に溶湯が鑄込まれると溶湯と種結晶が溶着し、種結晶と同じ結晶方位の単結晶が上に向かって成長していく。この単結晶は種結晶の真上に位置している細い通路を通してタービン翼の個所に入って成長を続ける。このようにして単

結晶組織タービン翼が作られる。

結晶粒微細化組織、一方向凝固柱状晶組織、単結晶組織のクリープ・ラプチャー性質の比較を表2⁽⁹⁾に示す。クリープ破断時間は結晶粒微細化組織よりも一方向凝固柱状晶組織の方が、また一方向凝固柱状晶組織よりも単結晶組織の方が格段と向上す

表2. 結晶粒微細化組織、一方向凝固柱状晶組織、単結晶組織のクリープ・ラプチャー性質の比較

(材質 Mar-M200)

試験条件 組織	760°C 70 kgf/cm ²			871°C 35 kgf/cm ²			982°C 21 kgf/cm ²		
	破断時間 h	伸び %	最低クリープ速度 cm/cm/h	破断時間 h	伸び %	最低クリープ速度 cm/cm/h	破断時間 h	伸び %	最低クリープ速度 cm/cm/h
結晶粒微細化組織	4.9	0.45	70.0×10^{-5}	245.9	2.2	3.4×10^{-5}	35.6	2.6	23.8×10^{-5}
一方向凝固柱状晶組織	366.0	12.6	14.5×10^{-5}	280.0	35.8	7.7×10^{-5}	67.0	23.6	25.6×10^{-5}
単結晶組織	1,914.0	14.5	2.2×10^{-5}	848.0	18.1	1.4×10^{-5}	107.0	23.6	16.1×10^{-5}

る。

一方向凝固柱状晶組織タービン翼の寿命は同一形状のものを、同じ温度、同じ応力で使用したとすると、結晶粒微細化組織タービン翼の寿命の約2倍に向上する。また単結晶組織タービン翼の寿命は、一方向凝固柱状晶組織タービン翼の寿命のさらに約2倍にも向上するといわれている。また同一寿命に限定するとタービン入口ガス温度、応力を上げることができることになる。

5・6 プラスタ・モールド法による過給機インペラの作り方

プラスタ・モールド法は石膏と水とを混合して泥漿状にし、それを型に流し込んで鑄型を作る方法である。泥漿状の石膏は型に流し込まれたあと、水和反応をおこして硬化する。この鑄型を乾燥してから溶湯を鑄込む。鑄込み金属はほとんどの場合アルミニウム合金である。

自動車用過給機のコンプレッサ側インペラはプラスタ・モールド法で作られているわけであるがこれには2つの方法がある。1つの方法は埋没法であり、もう1つの方法はラバー・モールド法で

ある。

埋没法による場合には5・2項に述べたロストワックス法の場合と同様に、最初にインペラのろう模型を作り、それから数個のろう模型を1群に組立ててツリーとする。ツリーを鑄枠に納めそのまわりに石膏泥漿を流し込む。石膏が硬化したあと乾燥してから脱ろう焼成し溶湯を鑄込む。

ラバー・モールド法による場合はろう模型の代わりにインペラのラバー模型を使用する。ラバー模型を鑄枠に納めそのまわりに石膏泥漿を流し込み、石膏が硬化したあとラバー模型を回転させながら抜き取る。ラバー模型は何回も使用することができる。次に石膏型を乾燥してから溶湯を鑄込む。ラバー・モールド法による場合は埋没法による場合よりも、製造工程をかなり簡略化することができる。

引用文献

- (1) G. A. Fritzlen, ほか1名, Second World Conference on Investment Casting 論文集, No 1 (1969-6), 6

- (2) U.S. Patent, 3,259,948
- (3) U.S. Patent, 3,754,592 (1973-8)
- (4) U.S. Patent, 3,405,220 (1968-10)
- (5) A.F. Giamei, ほか2名, Materials Science Symposium, New Trends in Materials Processing, (1976) 76
- (6) 公開特許公報, 昭和53-131926 (昭53-11)
- (7) F.L. Versnyder, ほか1名, Materials Science and Engineering, 6 (1970) 224
- (8) 公開特許公報, 昭55-81064 (昭55-6)
- (9) F.L. Versnyder, ほか1名, Materials Science and Engineering, 6 (1970) 236

6.1. ガスタービンプレードの加工技術

三菱重工業(株) 高砂製作所 雑賀圭五

ガスタービン動・静翼材料には、その使用環境より、高温強度と耐酸化性、耐食性等の性能が要求され、主にNi基超合金又はCo基超合金が使用されている。従ってその加工性(鍛造性、切削性、研削性、溶接性等)は、鉄系の材料に比べ極端に悪く、又形状が複雑なため、加工に際しては超耐熱材料のための特殊技術が必要である。

ガスタービン動・静翼の製造は、図1に示す通り、素材の厳選に始まり多くの加工工程を経て完

成されるが、ここでは研削加工と電気加工(放電加工、電解加工)を取り上げ、その特徴と具体的な方法について紹介する。

1. 研削加工

ガスタービン動翼材に用いられているNi基超耐熱合金は、表1に示す通り、極端に切削性が悪くカッタによる切削加工は殆んど不可能で、専ら研削加工(グラインディング)を採用し、研削加工の困難な形状部位については、放電、電解等の

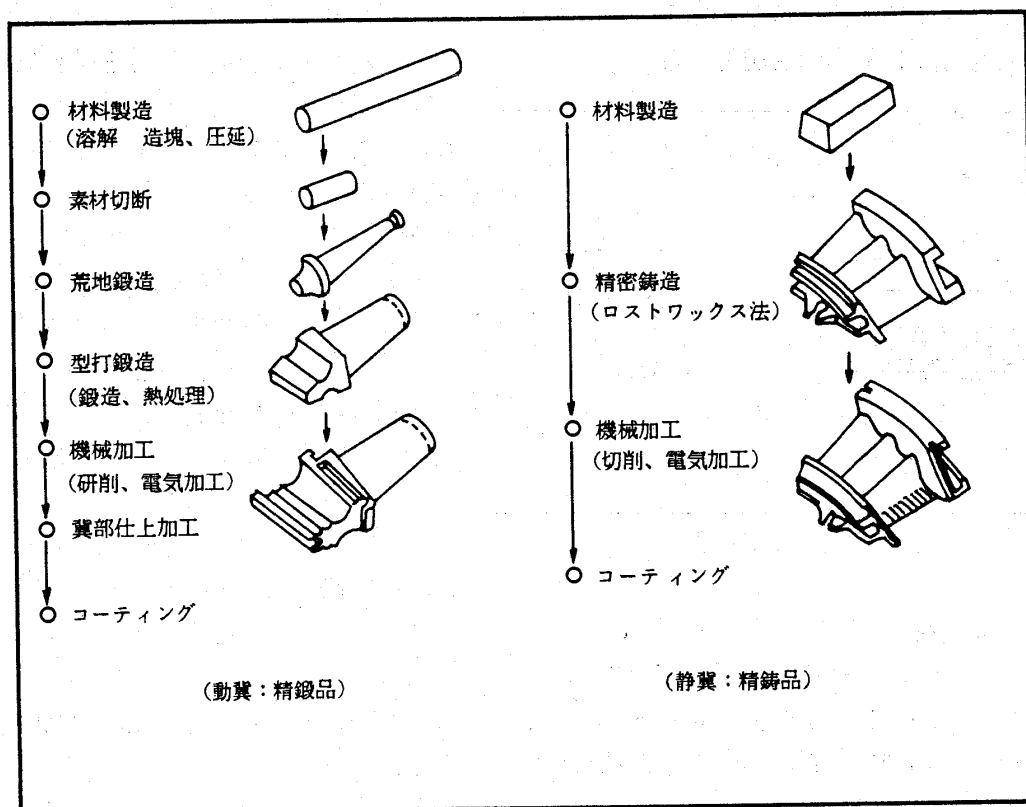


図1. ガスタービン動・静翼製造のフローチャート

- (2) U.S. Patent, 3,259,948
- (3) U.S. Patent, 3,754,592 (1973-8)
- (4) U.S. Patent, 3,405,220 (1968-10)
- (5) A.F. Giamei, ほか2名, Materials Science Symposium, New Trends in Materials Processing, (1976) 76
- (6) 公開特許公報, 昭和53-131926 (昭53-11)
- (7) F.L. Versnyder, ほか1名, Materials Science and Engineering, 6 (1970) 224
- (8) 公開特許公報, 昭55-81064 (昭55-6)
- (9) F.L. Versnyder, ほか1名, Materials Science and Engineering, 6 (1970) 236

6.1. ガスタービンプレードの加工技術

三菱重工業(株) 高砂製作所 雑賀圭五

ガスタービン動・静翼材料には、その使用環境より、高温強度と耐酸化性、耐食性等の性能が要求され、主にNi基超合金又はCo基超合金が使用されている。従ってその加工性(鍛造性、切削性、研削性、溶接性等)は、鉄系の材料に比べ極端に悪く、又形状が複雑なため、加工に際しては超耐熱材料のための特殊技術が必要である。

ガスタービン動・静翼の製造は、図1に示す通り、素材の厳選に始まり多くの加工工程を経て完

成されるが、ここでは研削加工と電気加工(放電加工、電解加工)を取り上げ、その特徴と具体的な方法について紹介する。

1. 研削加工

ガスタービン動翼材に用いられているNi基超耐熱合金は、表1に示す通り、極端に切削性が悪くカッタによる切削加工は殆んど不可能で、専ら研削加工(グラインディング)を採用し、研削加工の困難な形状部位については、放電、電解等の

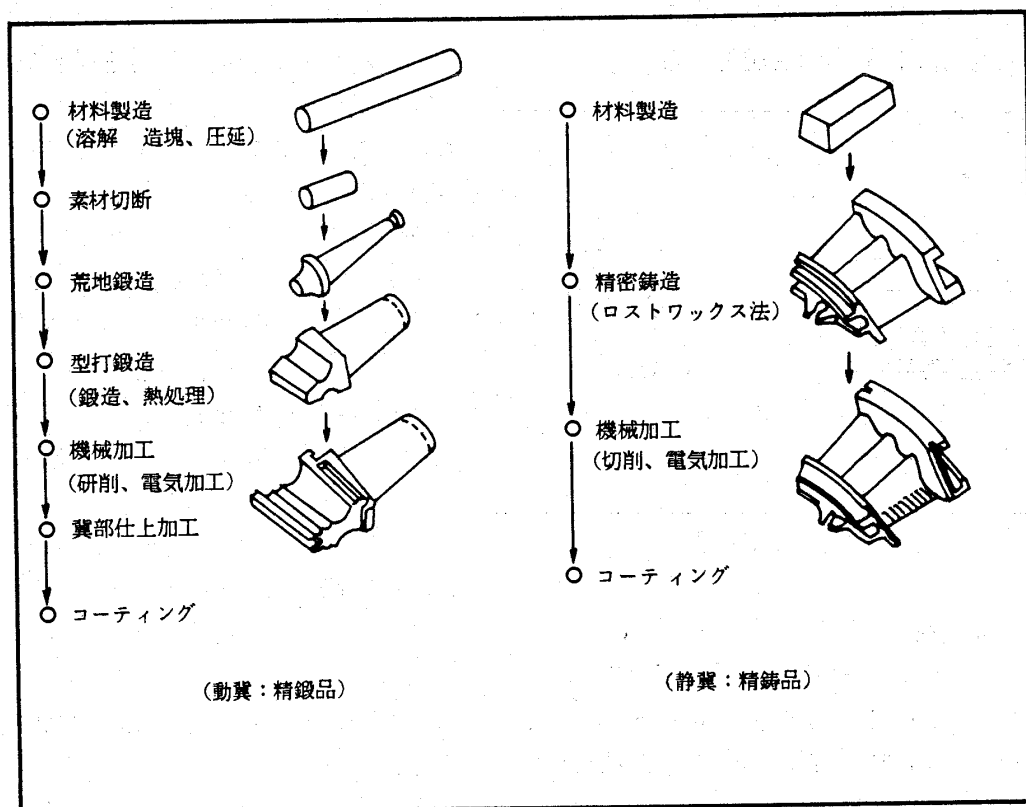


図1. ガスタービン動・静翼製造のフローチャート

電気加工を適用している。

動翼の翼根部のほとんどは、研削加工により成形しているが、一般研削に比べ、

- ① 材質が超耐熱合金のため、研削抵抗が大きく研削焼け、割れ等の問題に注意を払う必要がある。
- ② 取代が多いため、重研削を強いられ、且つ高精度が要求される。
- ③ 形状が複雑なため、砥石の総形ドレッシングが要求される。

等の問題が有るので、加工条件の選定(研削盤、砥石、ドレッシング、研削液、研削条件)は、きわめて慎重に行う必要がある。

表 1. 各種材料の切削性の比較表

被 削 材	切削速度 m/min	1刃当りの送り mm/刃	同一長さを 切削する場合、炭素鋼 を1とした 加工時間の 比率	同一体積を 切削するに 必要なカッ タの数量	適 用
炭 素 鋼	25	0.25	1 倍	1	一般機械 蒸気タービ ンブレード
12 % Cr 鋼	20	0.2	1.6	1.2	
Inco - X	9	0.07	10	12	} ガスタービ ンブレード
Inco - 700	5	0.05	24	30	
u-710, u-720	5	0.05	24	60	

図 2 に研削加工箇所例を示し、以下に加工条件の選定の考え方及び具体例を記述する。

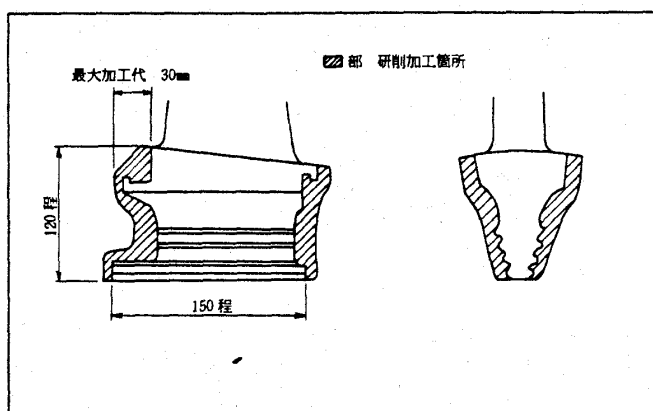


図 2. 研削加工箇所例

1) 研 削 盤

研削盤加工は一般に軽負荷、超精密加工と考えられがちであるが、超耐熱合金ブレード加工に適用する場合は、切削加工と同程度の加工性を有する、いわゆる重研削のできる研削盤を選ぶ必要がある。すなわち研削能率、精度保証の面から、主

軸馬力の大きい、且つ剛性の大きい機械を選ぶべきで、一般には作業性も考えて、15~30kw の主軸モータを有する、平面研削盤が選ばれる。又、寸法精度の確保及び加工能率を考え、ドレッシング(砥石成形)を含めた全自動機を採用している。

セレーション(クリスマスツリー)部の研削に対しては、その寸法精度確保の為セレーション表裏同時加工可能な2軸のクリープフィード研削盤を採用している。クリープフィード研削とは、深切込みで低速送りをかける研削法で0.005~0.04mm/パスの切込みで、10~30m/mmの切込みをかける通常の往復研削に対して、切込みは0.05~10mm/パスと大きく、送りは0.03~0.3m/mmと非常に遅い研削法である。クリップフィード研削法は、通常の往復研削に比べ、砥石にかかる衝撃が少ないので、砥石の形状くずれが小さく、形状公差の厳しい箇所の加工に有効で、又加工時間も短縮できる。

2) 研削砥石

研削砥石の選定は、超耐熱合金ブレードの研削において、最も重要な項目で、加工部位の形状・精度・加工代・使用される機械等により異なるがより慎重に行う必要がある。

砥石は切刃として工作物を削る砥粒、砥粒を結合し保持する結合剤、砥粒と結合剤との間にある空隙で切屑除去の働きをする気孔、の三要素からなり、これらの組み合わせ方で多種、多様なものが作られているが、

当所の場合

- 砥 粒 … 比較的軟かいが、じん性の大きい酸化アルミニウム質の砥粒で粒度は中目~細目(36~80番)
- 結合剤 … 粒土質結合剤で、砥粒の把握力も強く、耐久力も他に比べて優れているビトリファイド結合剤で、結合度は極軟~中(E~J)
- 組 織 … 中~粗(8~14番)で多孔質と軟くて粗い(多孔質)砥石を採用しているが、これはNi基耐熱合金研削加工に於いて問題になりやすい、研削焼け、割れの発生を防ぐためである。

3) 砥石成形法(ドレッシング)

ブレードを研削加工する場合、特に総形砥石の

成形をどのような方法で行うかは、作業能率、製品精度に直接影響するので、十分な検討をして決定する必要がある。

現在行なわれている、総形砥石の成形法は、

- 単石ダイヤモンド方式 … 単石ダイヤモンドをテンプレート倣い、もしくは、N/C駆動にて砥石を成形する方式で、ドレッサー費用が安く、摩耗誤差が少ないが、成形能率が悪い。
- 多石ダイヤモンド方式 … ワーク表面形状と同形のブロック台表面にダイヤモンドを多数植込んだもので、加工と同時に成形出来るので工数が下る一方、簡単な形状に限られる。
- ロータリードレッサー方式 … ロータリードレッサーとしては大きく分けてハイス、又は超硬からなるクラッシングローラーと円形ホイールの外周面にダイヤモンドを植込んだ、ダイヤモンドロータリードレッサーが有る。いずれも成形能率は良いが、クラッシングローラーは、摩耗するのでローラーの再研磨が必要であり、ダイヤモンドロータリードレッサーは、非常に高価で又専用の駆動装置が必要である。

等が有るが、当所の場合主に、ダイヤモンドロータリードレッサー方式を採用しており、1加工サイクル中数回のドレッシングを折り込んでいる。

4) 研削液及び注液方法

研削加工に於ける研削液の働きは、冷却作用、潤滑作用、洗浄作用、防錆作用等が上げられ、種類は水溶性、不水溶性が有るが、冷却性の強い水溶性油剤が主流をなし、当所でも水溶性のソリュブル・エマルジョンタイプの油剤を採用している。又研削液の種類と共に研削液の注液方法も研削能率向上のため是非共考慮しなければならない問題である。研削ポイントでの温度上昇を抑えるため当所では、高圧注液法（ジェット注液法）を採用している。

これは研削液の吐出圧を2～8 kg/cm²に上げ、研削ポイントに、強制的に液を送り込もうとする考え方であるが、研削抵抗の軽減、研削焼け、割れの防止に効果を発揮している。

5) 研削条件

フライス加工に於けると同じく、研削能率を左右する項目としては、砥石周速切込深さ、テーブル送り速度が考えられる。（これらは、砥石材質、

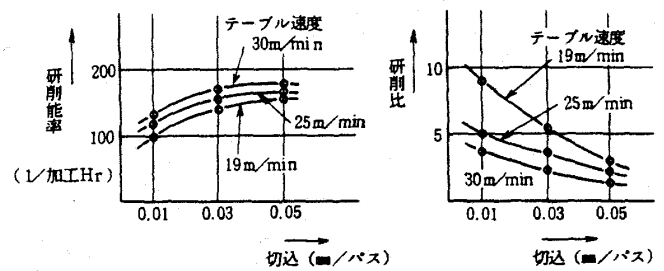


図3. 研削条件と研削能率、研削比の関係

加工物材質、研削剤、研削盤の能力などによって大きく影響されることは勿論であるが)一般的には砥石周速切込みを大きくし、テーブル速度を大きくすれば、単位時間当りの除去量は大きくなるが、砥石の摩耗は大きくなる。(研削比が小さくなる)。図3に研削条件と研削能率、研削比の関係を示す。

条件決定時には、研削焼け、割れの発生しないことが重要な項目となることはいうまでもない。これは大きな研削応力(研削熱)により材料粒界に亀裂が発生する現象で、主な原因としては、

- ①研削条件が厳しすぎる。
- ②使用砥石が硬い。
- ③研削液の効果、量が足りない。

等が考えられるが、研削条件、砥石、研削液および冷却法についてはあらかじめ十分試験をして正しい条件を選定することが肝要である。

材料の高級化(耐熱性の向上)に伴い、この分野の研究は、さらに重要になってくる。

2. 電気加工

近年、ガスタービンの効率改善のため入口ガス温度の上昇が急ピッチで推進され、耐熱材料の開発が、これに追従しきれない現況にあり、動翼および静翼を強制的に空冷にし、温度上昇に耐える空冷翼が採用されている。空冷翼の製造は、その形状により、精密鋳造又は電気加工にて行なっているが、ここでは、電気加工による空冷孔加工、合わせて、機械加工(フライス、研削)の困難な形状部位への適用例を紹介する。

- ①材料の硬度、強度に無関係に加工できる。
- ②加工の際、材料に対する熱影響が少い。
- ③加工の際、大きな機械力が働かないので、ワ

ークの歪が少い。

1) 放電加工

放電加工とは、電極と被加工物の間にアーク放電させ、加工物を溶出させるもので、一般に白灯油などの絶縁性の油の中で、電極間隙を狭く保ち（0.01～0.05 mm程度）大電流で、短時間の放電を繰り返させ、その放電痕の累積により、加工をする方式をとり、電極製作が容易で、複雑形状加工に向くが、電極の消耗が有り、加工速度が小さい

等の欠点がある。（特に表面粗さを要求される加工では速度低下が余儀なくされる）電極材料としては、導電性を有する材料で、黄銅、銅、カーボン、亜鉛、アルミニウム、銀タングステン、銅タングステンなどがあり、それぞれ特徴（加工速度、電極消耗等）をもっているが、一般に良く使用されているのは銅、カーボンである。図4に放電加工の原理、及び加工例を示す。

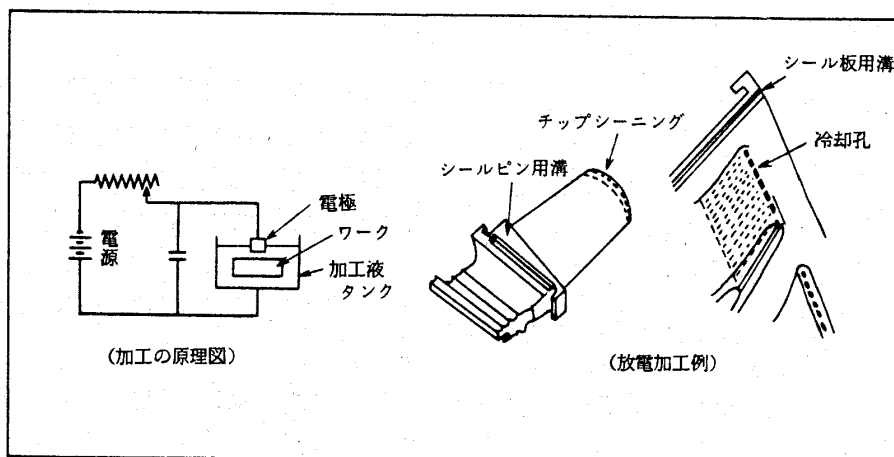


図4. 放電加工の原理及び加工例

放電加工に於いて、安定した放電を連続させる上で考慮すべき点は、加工された溶出金属を、いかに極間から排出するかが問題で、特に細深孔加工に於いては、加工液の噴出方法の工夫、電極の揺動等の対策を講じる必要がある。

又、電極の歪による二次放電も、加工の妨げになるので、電極の設計、製造方法にも、注意を払わねばならない。

2) 電解加工

電解加工とは、電気分解によって、陽極金属が

溶出されるのを利用して加工するもので、狭い極間（0.05～0.2 mm）に、流速のある加工液を流し被加工物を電極の形状に仕上げる方式である。

電解加工が、メッキや電解研磨と異なる点は、電解液を噴出させていることである。すなわち、流速のない場合は、極間距離にあまり関係なく電流が流れるので、ワーク全体から溶解がおこる。ところが、流速のある場合、極間距離の小さいところでは電流が流れ易いが、極間距離が大きくなると、ほとんど電流は流れない。このため、電極

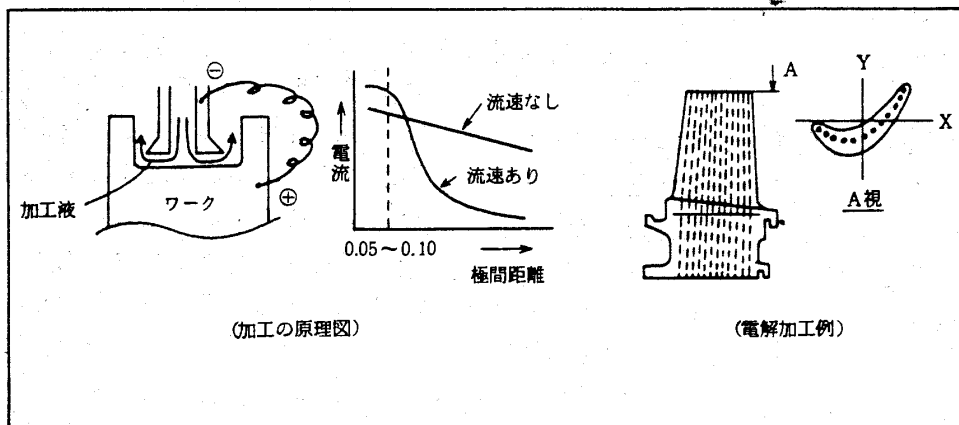


図5. 電解加工の原理と加工例

をワークの溶解速度に等しい速度で送り込んでいけば、ワークには、電極に忠実な形状が得られる。図5に電解加工の原理、及び加工例を示す。

電解加工は放電加工に比べ、加工速度が大で、電極が消耗しない等の長所を持つが、加工液の流れが一樣でなければならないので、ある程度加工する形状に制限されるという短所を持ち、又、そ

の排液の処理が大変なため、現在は動翼の冷却孔のみにしか適用していない。

当所で実施している動翼の冷却孔のような細深孔($\phi 1.2 \times \text{max} 230\text{l}$)を加工する場合、電極の剛性、歪、被覆方法、溶金の排出(加工液圧)等が、重要な管理ポイントになる。

6.2.1 タービン翼の特殊加工技術

榑東芝 長野 幸隆

(1) レーザによる穴あけ加工

ガスタービンのエンジン効率を上げるために、ガス温度は800℃から最近では1,300℃以上に高くなるようとしている。これに対応してタービンの材質も耐熱鋼からチタン合金、ニッケル合金へと変化してきている。タービン翼も耐熱強度を高めた新しい材料が使用されているが、現在、主流になっているニッケル合金でさえ、その使用限界は約1,000℃といわれ、1,300℃以上というタービン入口温度に耐えるためには、ブレード自身を何ら

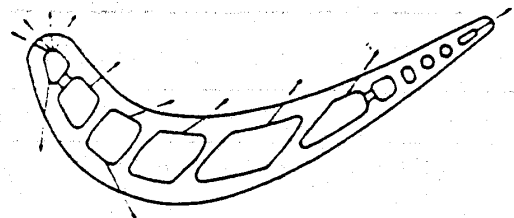


図1 空気冷却穴の配置

かの方法で冷却する必要が出てきた。

このためタービン翼は、ガス温度の高温化に伴

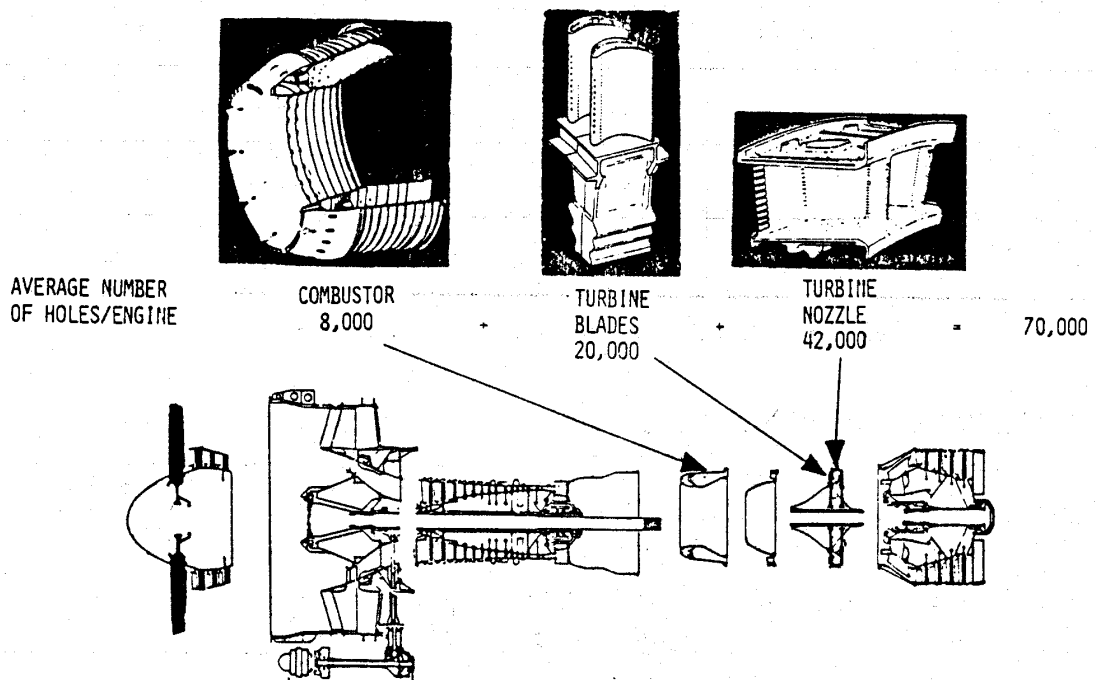


図2 大形ガスタービンエンジンの空気冷却穴

をワークの溶解速度に等しい速度で送り込んでいけば、ワークには、電極に忠実な形状が得られる。図5に電解加工の原理、及び加工例を示す。

電解加工は放電加工に比べ、加工速度が大で、電極が消耗しない等の長所を持つが、加工液の流れが一樣でなければならないので、ある程度加工する形状に制限されるという短所を持ち、又、そ

の排液の処理が大変なため、現在は動翼の冷却孔のみにしか適用していない。

当所で実施している動翼の冷却孔のような細深孔($\phi 1.2 \times \text{max} 230\text{l}$)を加工する場合、電極の剛性、歪、被覆方法、溶金の排出(加工液圧)等が、重要な管理ポイントになる。

6.2.1 タービン翼の特殊加工技術

榑東芝 長野 幸隆

(1) レーザによる穴あけ加工

ガスタービンのエンジン効率を上げるために、ガス温度は800℃から最近では1,300℃以上に高くなるようとしている。これに対応してタービンの材質も耐熱鋼からチタン合金、ニッケル合金へと変化してきている。タービン翼も耐熱強度を高めた新しい材料が使用されているが、現在、主流になっているニッケル合金でさえ、その使用限界は約1,000℃といわれ、1,300℃以上というタービン入口温度に耐えるためには、ブレード自身を何ら

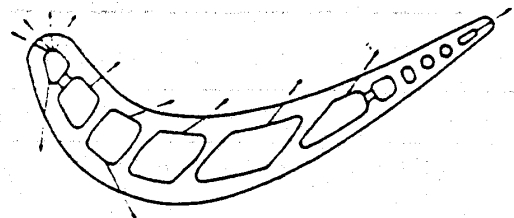


図1 空気冷却穴の配置

かの方法で冷却する必要が出てきた。

このためタービン翼は、ガス温度の高温化に伴

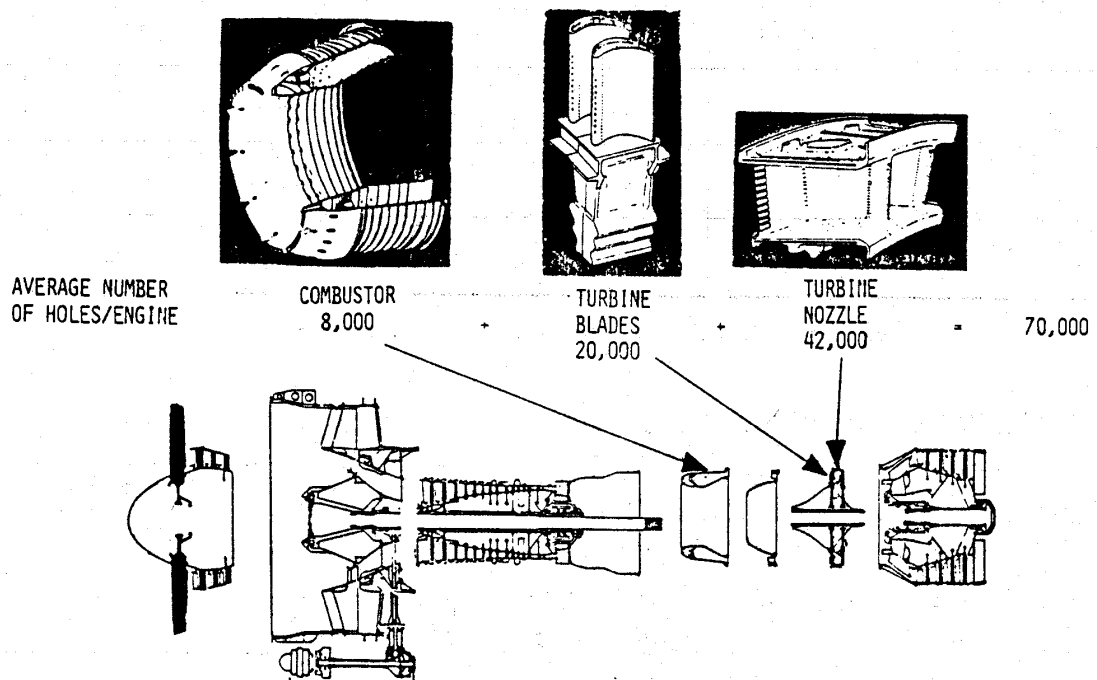


図2 大形ガスタービンエンジンの空気冷却穴

ない中空化して内部に冷却媒体を流して高温にさらされても十分な強度を保つ温度に翼の温度を保持する構造から、最近では中空部にインサートを挿入し、インサート内部から翼の内表面に冷却媒体を吹きつける内部インピンジメント構造、さらに、コンプレッサの吐出空気を翼に設けた微細な穴から吹き出して翼表面を低温の空気膜で覆うフィルム冷却が実用化されている。

タービン翼の空気冷却穴は、図1にその断面配置例を示すようにあけられ、内部からの空気流で翼表面を空気の膜で覆って、翼の温度上昇をおさ

える役目をもつ。このためには翼表面に対し直角から65°程度までのさまざまな角度をもつ微細穴をあけなければならない。またその数は図2に示すように非常に多い。¹⁾

このような微細穴加工は、材質がニッケル合金のように難削材であるため、ドリルによる機械的な加工ではまず不可能である。現在タービン翼の冷却穴の加工には放電加工、電解加工、レーザ加工などいくつかの特殊加工技術が応用されている。各種の加工法の特性を示したのが表1である。²⁾

表1 空冷穴加工方法の比較

名称	精密 鑄造	放電加工	電解加工	電解加工(電子ストリーム)	電子ビーム加工	レーザビーム加工	ケミカルミリング
原理		火花放電	電気分解	電気分解	熱による蒸発	熱による蒸発	化学的溶解
特徴	複雑形状 易 量産 容易 細径深穴 難	加工精度 良 多数穴 同時加工 容易 加工速度 遅い	深穴 易 加工変質層 なし 精度 やや悪	細径中深穴 易 横穴 可 精度 やや悪	微細穴 易 加工速度 早い 深穴 難	微細穴 易 加工速度 早い 深穴 難	浅穴 量産 コスト 安価 深穴 不可
穴径 (mm)	0.5	0.2	0.4	0.2	0.05	0.05	0.1
L/D (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	△	○	◎	◎	●	●	△
形状力	●	◎	○	△	△	△	○
加工変質層	◎	○	◎	◎	△	△	◎

●:優 ◎:良 ○:やや良い △:やや劣る

この種の加工には、形状精度では若干劣るが加工速度や作業性がよいレーザ加工が適している。特に翼面に対して大きな傾斜角で穴あけが容易にできるのはレーザ加工の有利な点である。

加工に用いるレーザとしては、きわめて大きな出力の出せるものから、微小な加工に適した光を出すものまで考えると多くの種類がある。しかし、穴あけに限れば、実用化されているのは表2に示すものになる。この中でも、パルス発振のYAG

表2 穴あけに用いられるレーザ

レーザの種類	波長	レーザ光の波	出力の大きさ
YAG	1.06 μm	CW(スイッチ)パルス	~ 100 W ~ 100 J/P
ルビー	0.69	パルス	~ 30 J/P
ガラス	1.06	パルス	~ 200 J/P
CO ₂	10.6	CWパルス	~ 10 kW

レーザはピーク出力が大きく瞬時に除去加工が行えるため、硬くて脆い材料の穴あけ手段としてその用途は広く、セラミック、特殊合金、磁性材料など新しい技術の発達に伴って不可欠となってくる新材料の加工に有効な手段となっている。

図3はYAGレーザによる穴あけの可能な範囲を一つの目安として示したものである。³⁾ 図中LAY-620という機種は穴あけ用として特別に作られたピーク出力の非常に大きなレーザ加工機である。図4にこの加工機を用いてニッケル合金に貫通穴をあけたときの断面を示す。³⁾ 厚さ1.8mmの板に直径3.5mmの穴を出力20Jで4パルス照射して加工したものである。1パルスだけの照射では、テーパ穴になるが、複数パルス照射することによってストレートな形状の穴が得られる。図5は耐熱合金のレーザ穴あけの加工データの1例である。⁴⁾

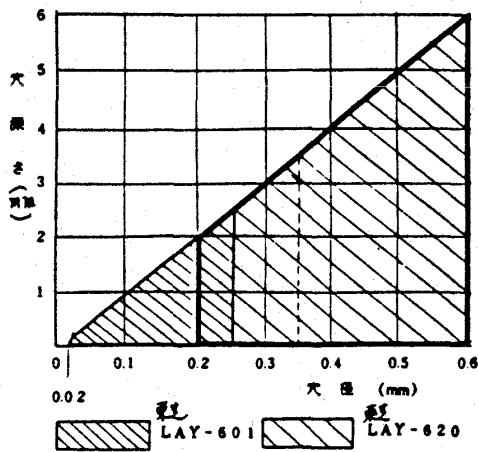


図3 YAGレーザによる穴あけ可能範囲

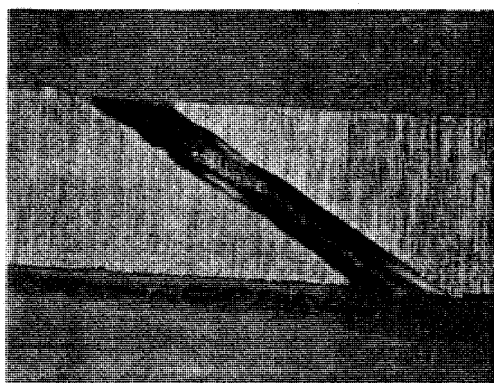


図4 耐熱合金への穴あけ例

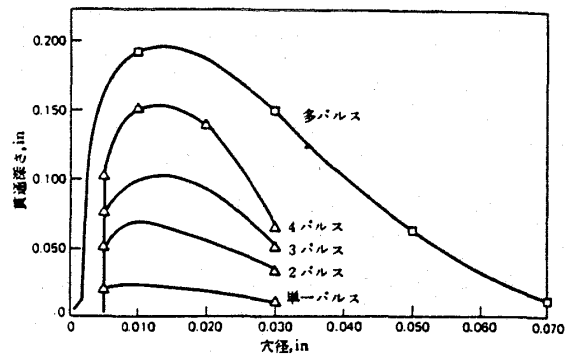


図5 耐熱合金のレーザ穴あけ

タービン翼の冷却穴をレーザ加工するシステム例を図6に示す。⁵⁾ 複雑な3次元曲面上で所定の位置に所定の角度で穴あけをするためにNCテーブルによって自動的に位置決めしている。また、レーザがあけた穴の表面径をHe-Neレーザを用いて測定する機能もついている。

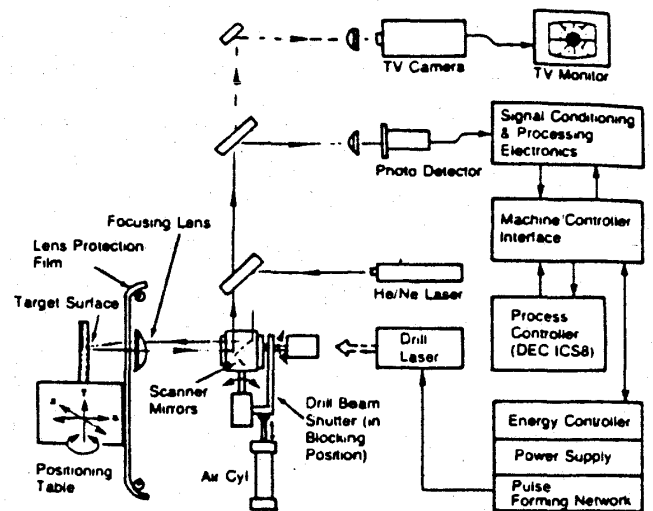


図6 GE社のレーザ穴あけシステム

レーザによる穴あけ加工の特長は

- (1) 従来加工が困難であった耐熱材料、超合金、セラミック、宝石などの加工が容易
- (2) スポット径程度の微細加工が可能
- (3) 非接触加工であり、工具の損耗がない。
- (4) 透明な材料を通して加工できる。
- (5) 大気中で加工できる。

などを挙げることができる。

わが国でもタービン翼の穴あけについては、工業技術院のプロジェクト「高効率ガスタービンの

開発」の中で要素技術開発の一つとして進められているなどの実用化の検討が行われている。

参考文献

- 1) Heglin L. M., Cont Appl Lasers Mater Process (1979) 101
- 2) 応用機械工学 23 - 5 (1982) 78

- 3) 嶋田, 日本機械学会東海支部講習会 (1983 - 2) 66
- 4) Bellows, G. & Kohls, J. B., American Machinist Special Report No 743 (1982)
- 5) Jollis, A. U., AIAA/SAE/ASME 15 th Joint Propulsion Conf. 79 - 1268 (1979 - 7)

6.2.2 セラミックしゃ熱コーティング⁽¹⁾

㈱東芝総合研究所 竹田 博 光

セラミックしゃ熱コーティング(Ceramic Thermal Barrier Coating = 以下TBCと略す)は, 最近の高効率ガスタービンにおいて, 重要な要素技術となっている高温部材の冷却技術を, 簡便に効果的に補助する手段である。すなわち, 壁面が冷却されている高温部材, たとえば高圧一段の動静翼, あるいは燃焼器に対し, その高温側の外表面に熱伝導率の低いセラミック層をコーティングすることにより, 高温ガス側から冷却空気側へ流れる熱量を減じ, 基材の温度上昇を押さえるものである。

(i) TBCの構成と施工手段 TBCに用いる材料は, 上述のように熱伝導率が低いことが重要であるが, 高温下で用いられることから, 高温安定性ならびに高温部材金属に近い熱膨脹係数を持つことが要求される。これらの材料特性を完全に満たすセラミックスは無いが, 現在, 最もすぐれた材料として酸化イットリウム(Y_2O_3)で安定化した酸化ジルコニウム(ZrO_2)が使われている。TBCの効果は基材の表面にセラミックスを直接コーティングすることで得られるが, TBCを実用上安定よく基材表面に維持させるためにセラミック層と基材との結合性を促進させるため, 金属結合層と呼ばれる層を両者間に介在させている。この金属結合層の高温特性はTBCの寿命を支配しており, 数多くの材料が発表されている。それらの材料はエムクラックスと総称されている。すなわち, $MCrAlX$ で組成が表される合金⁽²⁾で, MはNi, Co, Fe およびそれらの合金であり, XはY, Zr, Hf等の活性金属を意味している。高温部材に用い

られている超合金と同様の材料が用いられているが, 強度よりも高温での耐酸化性, 耐食性がすぐれているように考慮されている。

TBCを構成する金属結合層及びセラミック層はプラズマ溶射法によって形成される。プラズマ溶射法は電極間で放電を起こさせ, これによって生じる超高温の高速ガス流(プラズマジェット)に金属あるいはセラミックスの粉末を投入し, 瞬時にして溶融させ, これを衝撃的に施工物へ塗布するものである。被施工物は予めサンドブラストと呼ばれる, 砥粒を吹き当てる方法によって表面が粗面化されており, プラズマジェットによって飛来する溶融物は強固に付着することになる。基材とコーティング材との組み合わせにもよるが, 付着強さは十数 kg/mm^2 にもなるとされている。

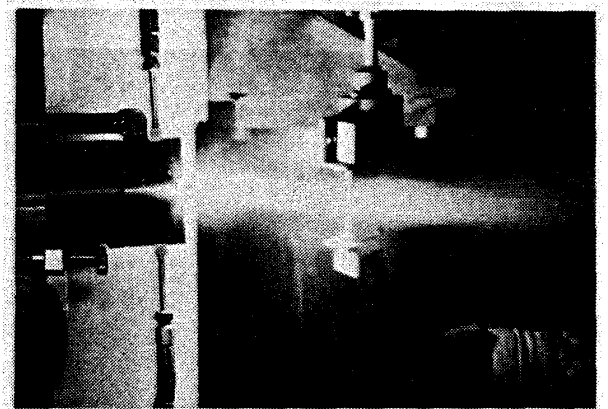


写真1. プラズマ溶射によるTBC施工

写真1はプラズマ溶射の実際を示すものである。

開発」の中で要素技術開発の一つとして進められているなどの実用化の検討が行われている。

参考文献

- 1) Heglin L. M., Cont Appl Lasers Mater Process (1979) 101
- 2) 応用機械工学 23 - 5 (1982) 78

- 3) 嶋田, 日本機械学会東海支部講習会 (1983 - 2) 66
- 4) Bellows, G. & Kohls, J. B., American Machinist Special Report No 743 (1982)
- 5) Jollis, A. U., AIAA/SAE/ASME 15 th Joint Propulsion Conf. 79 - 1268 (1979 - 7)

6.2.2 セラミックしゃ熱コーティング⁽¹⁾

㈱東芝総合研究所 竹田博光

セラミックしゃ熱コーティング(Ceramic Thermal Barrier Coating = 以下TBCと略す)は, 最近の高効率ガスタービンにおいて, 重要な要素技術となっている高温部材の冷却技術を, 簡便に効果的に補助する手段である。すなわち, 壁面が冷却されている高温部材, たとえば高圧一段の動静翼, あるいは燃焼器に対し, その高温側の外表面に熱伝導率の低いセラミック層をコーティングすることにより, 高温ガス側から冷却空気側へ流れる熱量を減じ, 基材の温度上昇を押さえるものである。

(i) TBCの構成と施工手段 TBCに用いる材料は, 上述のように熱伝導率が低いことが重要であるが, 高温下で用いられることから, 高温安定性ならびに高温部材金属に近い熱膨脹係数を持つことが要求される。これらの材料特性を完全に満たすセラミックスは無いが, 現在, 最もすぐれた材料として酸化イットリウム(Y_2O_3)で安定化した酸化ジルコニウム(ZrO_2)が使われている。TBCの効果は基材の表面にセラミックスを直接コーティングすることで得られるが, TBCを実用上安定よく基材表面に維持させるためにセラミック層と基材との結合性を促進させるため, 金属結合層と呼ばれる層を両者間に介在させている。この金属結合層の高温特性はTBCの寿命を支配しており, 数多くの材料が発表されている。これらの材料はエムクラックスと総称されている。すなわち, $MCrAlX$ で組成が表される合金⁽²⁾で, MはNi, Co, Fe およびそれらの合金であり, XはY, Zr, Hf等の活性金属を意味している。高温部材に用い

られている超合金と同様の材料が用いられているが, 強度よりも高温での耐酸化性, 耐食性がすぐれているように考慮されている。

TBCを構成する金属結合層及びセラミック層はプラズマ溶射法によって形成される。プラズマ溶射法は電極間で放電を起こさせ, これによって生じる超高温の高速ガス流(プラズマジェット)に金属あるいはセラミックスの粉末を投入し, 瞬時にして溶融させ, これを衝撃的に施工物へ塗布するものである。被施工物は予めサンドブラストと呼ばれる, 砥粒を吹き当てる方法によって表面が粗面化されており, プラズマジェットによって飛来する溶融物は強固に付着することになる。基材とコーティング材との組み合わせにもよるが, 付着強さは十数 kg/mm^2 にもなるとされている。

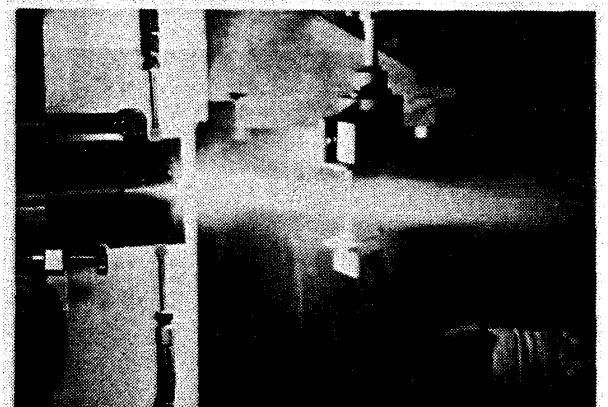


写真1. プラズマ溶射によるTBC施工

写真1はプラズマ溶射の実際を示すものである。

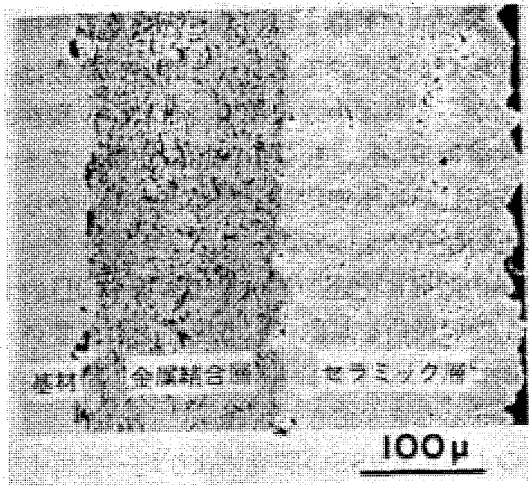


写真2. TBCの断面顕微鏡観察写真

また、写真2はTBCの断面の顕微鏡組織を示しており、金属結合層には溶射特有の波状の組織が見られ、セラミック層には多くの気孔が観察される。これらの組織は、TBCの寿命の観点から重要な意味を持っている。TBCの破損の原因には、エロージョン、高温腐食、熱応力が挙げられるが、作動温度が1,000℃を超えるガスタービンでは、基材とのわずかな熱膨張係数の差が大きな熱応力を生むことになる。この熱応力は材料の持つヤング率がその値を決めることになるが、写真2に示したような組織は、このヤング率を低める効果があり、通常材料の1/2以下にしていることから、熱応力をわずかなものとしている。プラズマ溶射は条件を変えることによって、これらの組織を異なったものにするのが可能であるが、付着強さその他の特性とも関連するので最適条件を選ぶ必要がある。

(ii) 翼に対するTBC均一施工技術⁽³⁾ プラズマ溶射法の特徴は金属でもセラミックスでも殆んどすべてのものを、すべての部材へコーティングできるところにあるが、更に、被膜形成速度が著しく高いことも重要な要素である。通常のプラズマ溶射装置で被膜を形成する場合、1mm/sec・cm²以上にも達する。このような高い被膜形成速度の場合、単純な形状の部材、たとえば平板あるいは円筒体、であれば均一な厚さに制御しながら被覆することは容易である。しかしながら、複雑な形状をしているガスタービン翼面への施工は非常に困難な作業となる。また、プラズマ溶射の場合、被膜の特性をすぐれたものとするためには、プラズ

マ炎が被施工物に対して直交しかつプラズマ溶射装置と被施工物との距離が一定でなくてはならない。これらの条件を満たし、翼にTBCを施工するためには、自動プラズマ溶射施工装置(Automated Plasma Spray System = 以下APSSと略す)の導入が必要となる。

ガスタービン翼用のAPSSの持つべき機能を検討すると、上述のプラズマ溶射の条件を考慮して、被溶射物である翼の移動軌跡は図1のようになる。翼前縁部の曲率中心を支持点とした時、図1の軌跡を与えるためには図面上縦横の動きならびに回転が必要である。また、この図は翼の一断面についてのものであるから、翼全面にコーティングを施工するためには、図に垂直な軸の動きおよび傾動が必要となる。つまり、少なくとも5軸の自由度を有する装置が必要となる。図2は国家プロジェクト「ムーンライト計画」の中で開発された、タービン翼用APSSの概観図で、5軸を5台のステップモータを用いて駆動させ、その制御はマイクロコンピュータによっている。プラズマ溶射の場合、面の移動速度が膜厚制御上重要な因子となるが、図1の軌跡においては被溶射物の急激な運動方向、速度の変化が要求されるために大きな慣性力に耐える駆動源を用いることが必要である。

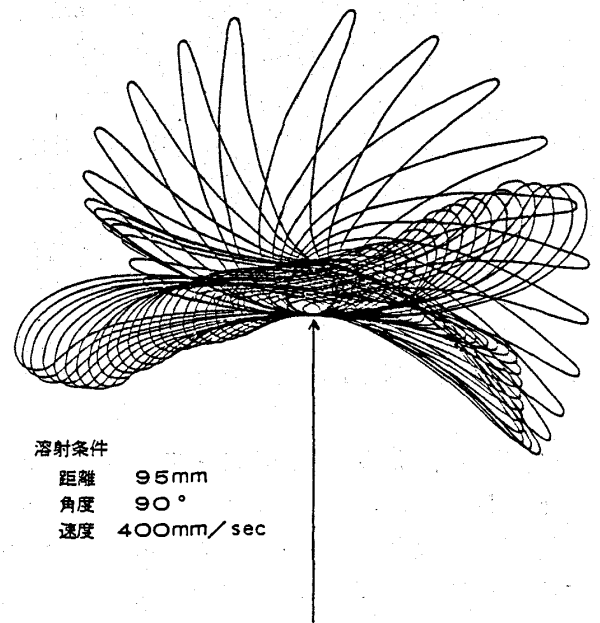


図1. TBC施工に必要な翼の動き

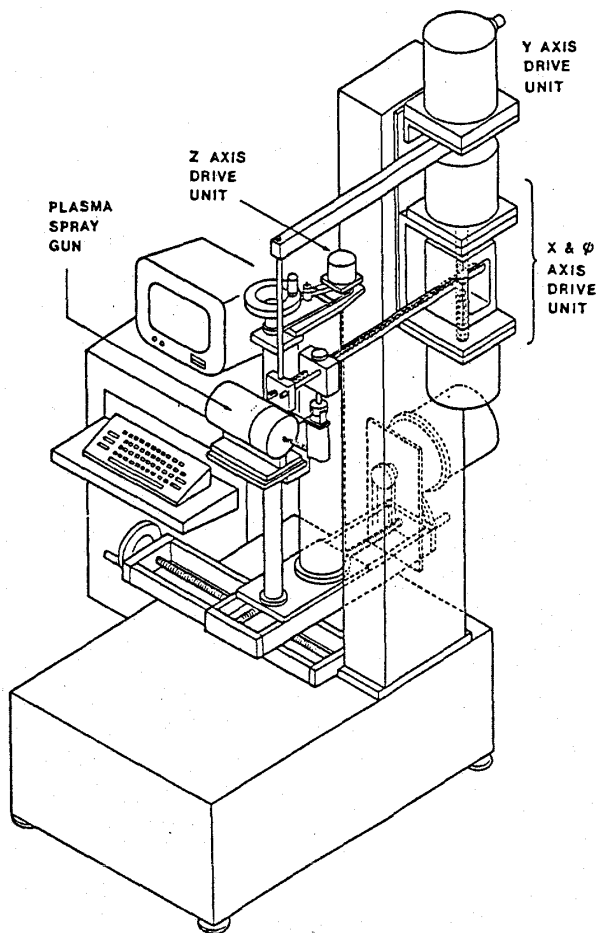


図2. 自動プラズマ溶射装置

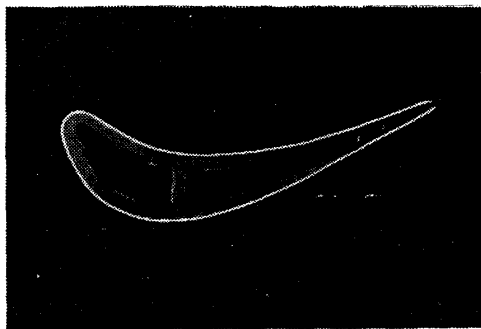


写真3. 均一なTBC施工を行った静翼の一断面

写真3は図2のAPSSによって、ムーンライト計画で開発したコンバインドサイクルのパイロット機高圧一段静翼へ実施工した際の断面観察例である。TBCの一般的な厚さ構成である金属結合層100 μm 、セラミック層200 μm が全面に亘り、 $\pm 10\%$ 以内で施工できている。手作業によってこの施工を行う場合は、熟練の技術者が慎重に行っても $\pm 30\%$ 以内の厚さ制御をすることは困難とされて

いることから、自動機を用いることは品質管理、性能確保の点から重要である。 $\pm 10\%$ の誤差は通常の概念からすれば小さな値ではないが、現在のプラズマ溶射の条件、粉体の供給安定性、プラズマ炎の安定性等に不安定な要因があることから、限界に近い値といえよう。

APSSの開発は上述の均一施工が第一の目的であるが、この技術を基礎にして翼面上の温度分布に合致したTBC膜厚制御も可能となり、冷却設計に対応させることができる。

以上のようにAPSSの開発により均一で再現性の高いTBCの施工は確立されたといえるが、実際の設定通り施工できたかどうか確認については必ずしも十分ではない。写真3で立証したTBC膜厚の均一性は、翼を切断して確認したもので破壊的検査法である。非破壊的な検査手法としては渦電流を用いた方法があるが、基材あるいは金属結合層が強磁性体である場合は適用できない場合がある。光学的に高精度に位置決めをして測定する方法もあるが、立体的な動きに対する駆動部のあそび等問題点があり実用的なものとはなっていない。TBCを工業的に用いる場合は検査手法の確立が必要である。

(iii) TBCの研磨 プラズマ溶射によって形成されたセラミック層は数十 μm の表面粗さを有しているために、高速のガス流下に置くことは種々の条件に変化を与えることになり望ましいことではない。そこで、研磨が必要となるが通常の研磨紙による研磨が可能である。#600番までの研磨により表面粗さは数 μm 程度となり、使用可能となる。現在、この工程は手作業によっているが、将来方向としてはAPSS同様、自動化を図る必要がある。

参考文献

- (1) 霜鳥・竹田, 機械学会誌, 83-745(昭55-12), 1476.
- (2) 霜鳥・逢坂, 鉄と鋼, 69-10(昭58-10), 1229.
- (3) Suzuki, T. 他3名, Proc. 7th Int. 7, Conf. on Vacuum Metallurgy, (1982-11), 323.

7. セラミックタービンホイールの製造技術

三菱自動車工業 小林 芳 人
日本碍子 松 久 忠 彰

1. まえがき

レシプロエンジンよりも優れた低公害性と燃料経済性への期待から、タービン入口ガス温度(以下、TIT)1350℃前後を目標に自動車用ガスタービンの開発が進められており^{(1)~(19)}、その高温部品は大部分セラミックスとなる。

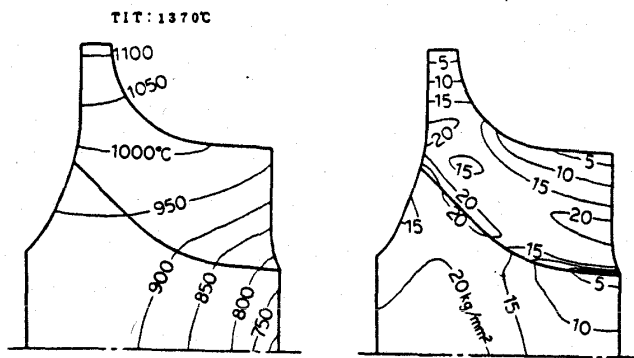
その中でもタービンホイールは、高温高応力の苛酷

な使用条件下(図1)で高い信頼度が要求されること、形状が複雑であるうえに高い寸法精度が要求されることから、製造技術の面でもセラミック化が最も困難とされている部品である。

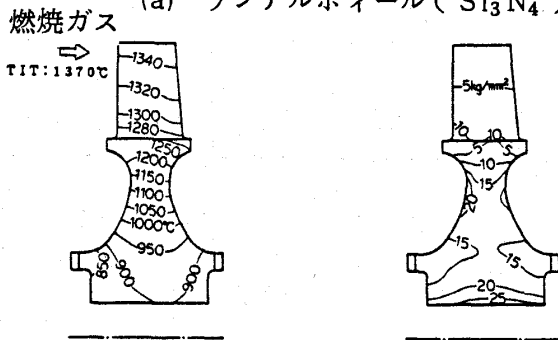
従って高効率のガスタービンの実現は、セラミックタービンホイールの成否にかかっている。

最近、自動車用小型排気タービン過給機^{(21)~(24)}のセラミックホイールは実用化が間近い情勢となり、また自動車用ガスタービンについてもセラミックホイールで走行テストが開始される^{(10),(11)}など開発は急速に進展してきている。

ここではセラミックホイールの製造技術について現状を整理し、将来を展望する。



(a) ラジアルホイール (Si₃N₄)



(b) 軸流ホイール (Si₃N₄)

図1. セラミックタービンホイールの温度、応力分布の一例(定格運転状態)⁽²⁰⁾

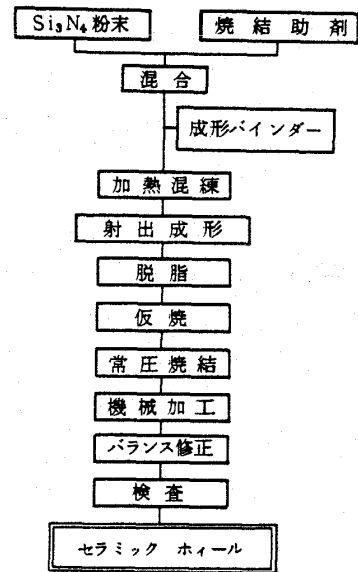


図2. ホイールの工程図⁽²⁵⁾

表1. Si₃N₄, SiC原料の代表的特性

粉末	メーカー	結晶相(wt%)		化学分析値 (wt%)								粒子径 (μm)	比表面積 (m ² /g)
		α	β	Si	N	Fe	Al	Ca	Total C	O	Free Si		
Si ₃ N ₄	A社(日本)	75		59.4	38.2	0.5	0.4	0.1	0.1	1.3	<0.1	0.6~0.7	8~10
	B社(西独)	90~93		59.7	37.6	0.2	0.2	0.2	0.2	1.7	<0.1		
		>90	<10		>38.2	0.06	0.1	0.04	0.5	1.4	<0.1		
		>90			>38.1	0.03	0.1	0.04	0.2	1.7	<0.1	<0.6	20~24
SiC	C社(西独)	96~98				0.01	0.02	0.05	30.2	0.4		0.6	15
	D社(日本)		99.1~99.3			0.06	0.05					0.3	15.1-18.7

2. 製造技術

セラミックホイールではその目的、形状に応じて使用する原料、成形法、焼結法が異なるが、材料はSi₃N₄、SiCにほぼ限定される。ラジアルタービンホイールをSi₃N₄原料を用い射出成形にて一体成形し、常圧焼結する場合の製造工程を図2に示す。

2.1 原料 セラミックホイールに用いられるSi₃N₄、SiC原料粉体の特性を表1に示す。

原料粉体に要求される特性は、目的、製造法によって各々異なる。一例として、常圧焼結Si₃N₄(SSN)のホイールを製造する場合に要求される粉体特性を表2に示す。

Si₃N₄、SiCの非酸化物原料は、共有結合性が強く焼結しにくいいため、反応焼結を除き焼結助

剤の添加が必要である。しかし、これら助剤や原料中の不純物の混入は、ガラス相、あるいは欠陥の原因となり、焼結体の高温強度を低下させるため、できるだけ少なくすることが必要である。緻密な焼結体とするために製造工程での工夫もなされるが、出発原料としては微細な方が好ましい。

さらに、Si₃N₄原料を用いる場合には次のことを注意すべきである。Si₃N₄は、1400℃以上の加熱により、α→βへ相転移するが、原料Si₃N₄のα相含有率の高い原料を用いるほど焼結しやすく、焼結体の強度が高いと言われている⁽²⁶⁾。またα-Si₃N₄は酸素を固溶しやすく、市販のものでは1~3%の酸素を含んでいる。酸素の含有は結晶粒界に生じるガラス相を増加させ高温強度の低下に結びつくので、極力少ないことが望ましい。

2.2 成形 表3に成形法を示す。軸流タービンホイールは、セラミックの動翼とセラミックディスクを接合したオールセラミックタイプと金属ディスクにセラミック動翼を植込んだハイブリッドタイプとが検討されている。

ラジアルタービンホイールは、翼、軸ともにセラミックで一体成形される場合と、翼、軸を別々に成形し、接合される場合⁽²⁵⁾とが検討されている。

表2. Si₃N₄に要求される粉体特性

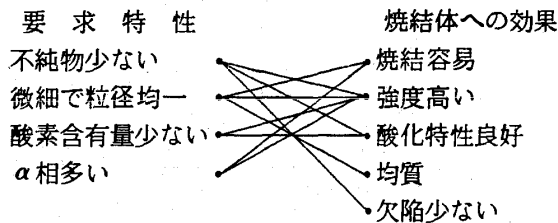


表3. セラミックホイールの成形法

成形法	概要	技術上の要点	長所	短所	セラミックホイール適用例	
					軸流ホイール	ラジアルホイール
射出成形	樹脂又はワックスと共に混練溶解し金型内に射出し固化させる。	<ul style="list-style-type: none"> 金型構造 脱脂工程 	<ul style="list-style-type: none"> 複雑形状可 寸法精度良好 密度比較的均一 再生原料使用可 短時間で大量成形 	<ul style="list-style-type: none"> 金型高価 脱脂に長時間要す 	<ul style="list-style-type: none"> 翼部 	<ul style="list-style-type: none"> 翼部 一体
スリップキャスト成形	原料をスリップとして石膏型に流し込んで脱水乾燥する。	<ul style="list-style-type: none"> 粉体粒度分布 スラリーの調製 バインダの選択 型の設計 	<ul style="list-style-type: none"> 複雑形状可 密度比較的均一 設備安価 	<ul style="list-style-type: none"> 歪がやすい 寸法精度劣る 乾燥に時間要す 石膏型に制約あり 	<ul style="list-style-type: none"> 翼部 	<ul style="list-style-type: none"> 翼部 一体
ラバープレス成形	粉体をゴム型等で被覆し周りから液体で静水圧加圧。	<ul style="list-style-type: none"> 粉体の調製 	<ul style="list-style-type: none"> 密度均一で方向性なし 肉厚に制限なし 	<ul style="list-style-type: none"> 複雑形状不可 後加工が必要 	<ul style="list-style-type: none"> ディスク部 	<ul style="list-style-type: none"> 軸部
ホットプレス	カーボン型に原料を入れカーボン型全体を高周波加熱しつつ加圧する。	<ul style="list-style-type: none"> 量産技術 型構造材質 	<ul style="list-style-type: none"> 成形、焼結が同時にできる 密度高い 	<ul style="list-style-type: none"> 複雑形状不可 量産不可 後加工困難 コスト非常に高い 	<ul style="list-style-type: none"> 翼部とディスク部 ディスク部の接合 	

(1) 射出成形

複雑な三次元形状の翼の成形には射出成形が適している。セラミックの射出成形は、基本的にはプラスチックの射出成形と同じである。図3にラジアルタービンホイールの射出成形の状態を示す。太径のホイールでは、脱脂工程で肉厚部にクラックを生じ易いため、ハブ部を肉薄に成形し、別体にプレス成形した軸部とハブ部内で接合する方法もとられている。図4に接合タイプのホイールの例を示す。射出成形のポイントは、成形用金型とプラスチックバインダーをガス化除去する脱脂工程にある。金型製造にあたっては、ゲ-

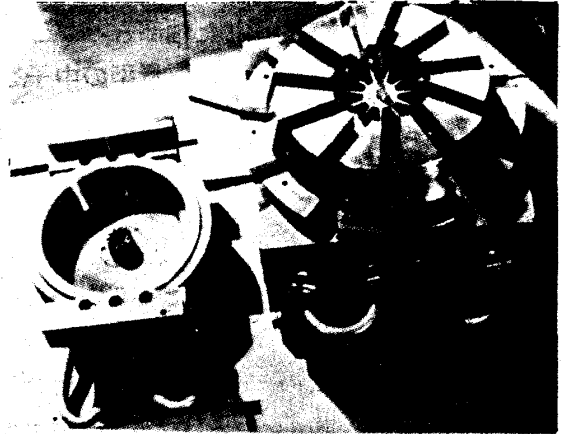


図3. 射出成形 (29)

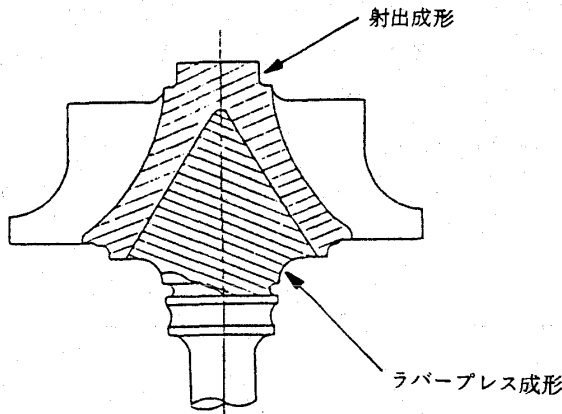
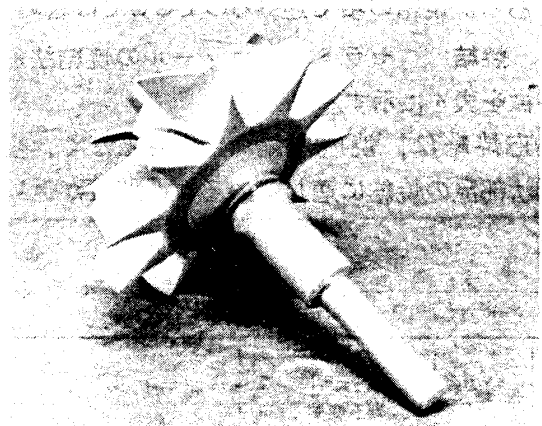


図4. 接合タイプホイール (25)



トの位置・形状，エアイベント，成形収縮・焼成収縮，金型温度調節，金型の精度・摩耗等の考慮が必要である。

成形体の脱脂工程では脱脂クラックを生じさせないために種々の脱脂方法，条件が提案されている。通常，低温より10℃/h以下のゆるやかな速度で昇温し，バインダーを徐々に分解させ，400～500℃で完全に除去する。また，バインダーは飛散しやすい有機物を選択し，かつ添加量を極力少なくすることが望ましい (30)，(31)。

射出成形は寸法精度が良好で，短時間に大量に再現性よく成形することができるため，セラミックホイールの量産に適する成形法と言えよう。

(2) スリップキャスト成形

図5に示すように原料をスラリー状にして石膏のような多孔質の型に注入して造形する。スラリーの粒度，分散剤，解膠剤には注意が必要で，例

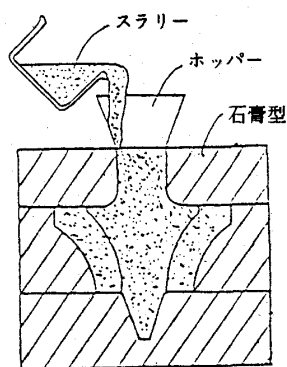


図5. スリップキャスト成形 (28)

えばSi₃N₄の場合には，微細原料を用いると乾燥時に収縮の不均一を生じ，水を分散剤とするとスラリーの状態が変化し，良好な成形体が得られない。このため，粒度調整され，分散剤にはアルコールの使用等が検討されている (32)。

ホイールの成形にあたっては、ハブ部を肉薄に成形し別体にプレス成形した軸部とハブ部内で接合する方法、翼部の肉厚部に石膏型の中子を用いる方法⁽³³⁾等が用いられている。

(3) ラバープレス成形

成形用の粉体はスプレードライヤーにより、球状で密度の高い顆粒とし流動性を高める必要がある。肉厚に制限がなく粉体全体にほぼ均一な圧力が加わるので、均質な方向性のない成形体が得られる。通常、単純形状のディスク部、軸部⁽²⁵⁾の成形に用いられる。図6にラバープレス成形の概要を示す。

ホットプレスは成形と同時に加圧焼結を行う製法である。焼結の項で述べるのでここでは省略する。

2.3 焼結 セラミックホイールの焼結法とその特徴を表4に示す。

反応焼結は、焼成収縮がほとんどなく、複雑な形状部品の焼結に適しているが、強度が低い

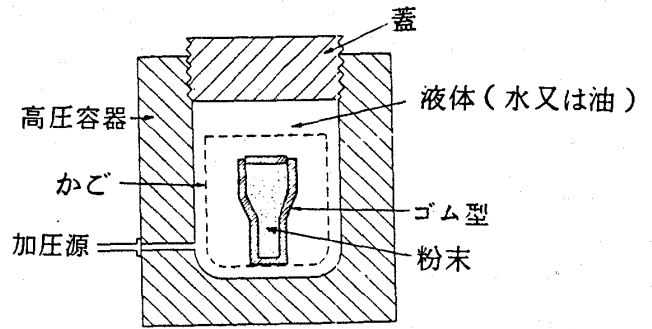


図6. ラバープレス成形

め低応力設計の軸流のブレードの焼結に用いられている^{(18), (34)}。

常圧焼結の焼成収縮は反応焼結よりも大きい、セラミックホイールの焼結体翼面精度が、寸法精度で±1%、面の輪郭度で±200μm、表面粗さでRa=1μm程度のものが得られる。常圧焼結は複雑な形状の部品が、形や大きさの制限を受ける

表4. セラミックホイールの焼結法

原料	焼結法	出発原料	主 な 焼結助剤	焼 結 条 件	長 所	短 所	セラミックホイール適用例	
							軸 流 ホイール	ラジアルホイール
Si ₃ N ₄	反応焼結 (RBSN)	Si	なし	N ₂ あるいはNH ₃ で窒化反応 約1400℃ 常 圧	・複雑形状可 ・焼成収縮小 ・寸法精度良好 ・高温強度の低下なし	・13-20%の気孔含む ・強度低い ・焼成時間長い	・翼部	
	ポスト反応焼結 (SRBSN)	RBSN	MgO Y ₂ O ₃	RBSNに焼結助剤を作用させ再焼結 1780~1875℃ N ₂ 中 加圧又は常圧	・焼成収縮小 ・寸法精度SSNより良好 ・強度RBSNより高い	・焼成工程が長くなる	・RBSN翼部を再焼結	
	常圧焼結 (SSN)	Si ₃ N ₄	BeO, MgO Al ₂ O ₃ , SrO Y ₂ O ₃ , CeO ₂	1700~1800℃ N ₂ 中 常 圧	・複雑形状可 ・安 価	・焼成収縮約18% ・高温での強度低下大	・翼部	・翼部、軸部を接合後焼結 ・一体成形後焼結
	ホットプレス (HPSN)	Si ₃ N ₄	MgO, Al ₂ O ₃ Y ₂ O ₃ , ZrO ₂	1700~1800℃ 不活性ガス中 200~500kg/cm ²	・緻密で高強度	・複雑形状不可 ・コスト高い ・後加工要	・ディスク部 ・翼部とディスク部を結合焼結	
	HIP (HIPSN)	Si ₃ N ₄	Y ₂ O ₃	不活性ガスで等方圧縮 ~2000℃ 2000kg/cm ²	・複雑形状可 ・内部欠陥減少に効果あり	・装置が高価 ・技術的に未成熟 ・工程が複雑	・内部欠陥減少のため の後処理に利用	
SiC	反応焼結 (RBSC)	SiC C Si	なし	SiとCを反応させる 1500~1650℃ 真 空 中	・複雑形状可 ・寸法変化少 ・Free Si約10%残存	・1200-1400℃で強度低下大 ・多孔質、低強度	・翼部	
	常圧焼結 (SSC)	SiC	B C	2100~2400℃ 真空, Ar, He, N ₂ 中	・複雑形状可 ・1500℃付近まで強度低下なし	・焼成収縮約18%	・翼部	・翼部、軸部を接合後焼結 ・一体成形後焼結

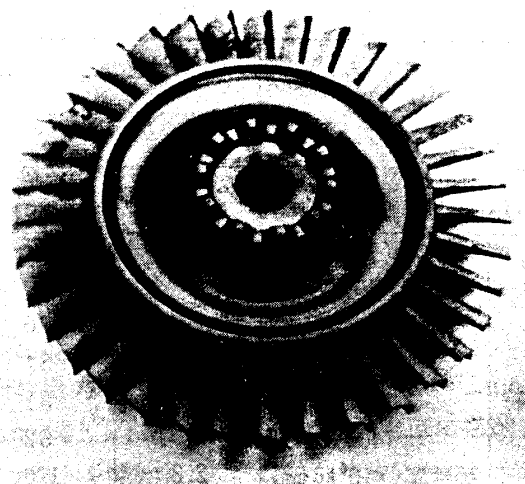
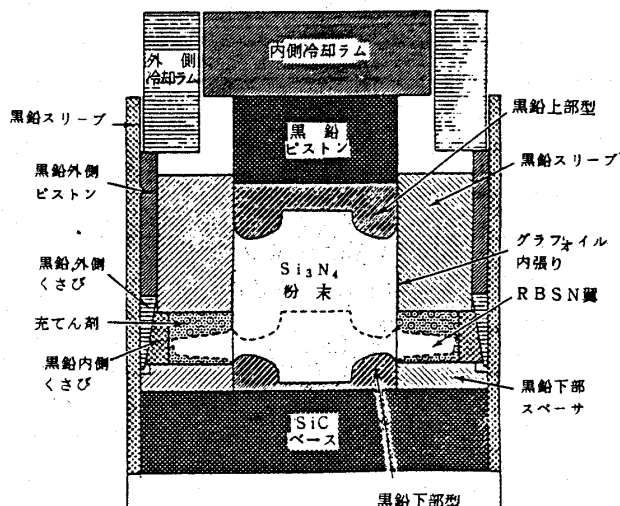


図7. 軸流ホイールのホットプレス (27), (34)

ことなく緻密に焼結でき、安価な焼結法なのでホイールの量産に適しているといえよう。

ホットプレスは、型の制約上、寸法の大きいもの、形状の複雑なものの焼結には不向きである。軸流ホイールのディスク部の焼結、あるいは翼部とディスク部の接合焼結に用いられる。図7に軸流ホイールのホットプレスを示す。

最近ではホイール焼結体をさらにHIP (Hot Isostatic Pressing)⁽¹⁹⁾処理し、内部の閉気孔を小さくし、強度を高めようとする試みも試みられている。

2.4 加工 セラミックは硬いので、コスト的にも焼成後の加工は最小限におさえる必要がある。ホイールの軸部、翼背面、チップ、シュラウド部、嵌合部等の寸法精度あるいは平滑な表面が要求される部分のみ、仕上加工が行われている。放電加工、レーザ加工、電子ビーム加工、最近ではMEEC加工⁽³⁵⁾等の加工もセラミックスの加工に利用され始めているようであるが、現状では、セラミックホイールの加工にはダイヤモンド砥石による研削加工が主体である。ダイヤモンド砥石はダイヤモンド砥粒を埋める結合剤の種類によって表5に示すような種類があり、用途に応じて使い分けられている。

表面粗さが1μmより粗い研削面では、強度が低下するとされているので注意が必要である⁽³⁷⁾。

2.5 セラミックスと金属の結合 ハイブリッドタイプの軸流ロータでは、ダブテール部に金属

表5. 結合剤の違いによるダイヤモンド砥石の性質⁽³⁶⁾

名称	結合剤	結合強度	特徴
レジンoid 砥石	熱硬化性樹脂 主としてフェノール+フィラー	△	結合強度が低く、耐熱性も低いので、無理な扱いはできない。高度な仕上げ面を要する場合に適する。
メタルボンド 砥石	低融点金属 主として銅-錫系合金	○	結合強度が高く、比較的長寿命。仕上げ面はやや劣る。プロファイル研削などの乾式研削に向く。
ビトリファイド 砥石	ガラス質	○	メタルボンドとレジンoidの中間的性質を有するが、一般的ではない。
電着 砥石	Niメッキ層	◎	ダイヤモンド砥粒が表面に露出しているため、切削性に優れる。目づまりを起こしがちな材質の切削に適する。仕上げ面は一番劣る。

片等を挿入し、応力を緩和させる工夫もなされている^{(18), (38), (64)}。ラジアルロータの軸部では、焼嵌め法、冷し嵌め法、圧入法あるいは brazing 法等で結合される。いずれの結合方法でも耐熱温度、結合強度等まだ問題が多く今後の開発の課題となろう。

3. 評価技術

3.1 材料特性 セラミックホイールに要求される材料特性は、すぐれた高温強度と品質の均質性である。図8にSi₃N₄、SiCセラミックスの高温強度特性を、表6に材料特性を示す。

表 6. Si₃N₄, SiCセラミックスの特性^{(40),(41)}

材 料	セラミックス						金 属
	Si ₃ N ₄			SiC			Ni基耐熱合金
製 造 法 称 略	常圧焼結 SSN	反応焼結 RBSN	ホットプレス HPSN	常圧焼結 SSC	反応焼結 RBSC	ホットプレス HPSC	精密鑄造 713C
密度 (g/cm ³)	3.26	2.75	3.35	3.10	3.15	3.20	7.91
4点曲げ強度(kg/mm ²)							(引張り)
室温	90	30	102	51	51	66	84
1000°C	52	31		48			62
1200°C	36	31	61	49	51	66	
1400°C	16	32		48			
弾性率(×10 ⁴ kg/mm ²)	2.3	1.6	3.4	3.1	4.4	4.6	2.1
破壊靱性(K _{IC}) (MN/m ^{3/2})	7.0	3.6	6.9	2.4	4.6	4.2	80~150
ワイブル係数 <i>m</i>	15	10	16	12	11	14	40
熱膨張係数							
40-1000°C (×10 ⁻⁶ /°C)	3.3	3.0	3.2	4.3	4.6	4.7	16.4
熱伝導率 (cal/s·cm·°C)	0.07	0.048	0.037	0.14	0.19	0.15	0.026
比熱(cal/g·°C)							
室温	0.19	0.19		0.20			0.10
300°C	0.24	0.24		0.25			
800°C	0.28	0.28		0.29			
熱衝撃抵抗 ΔT _c (水中急冷, °C)	900	600	550	370	300	330	

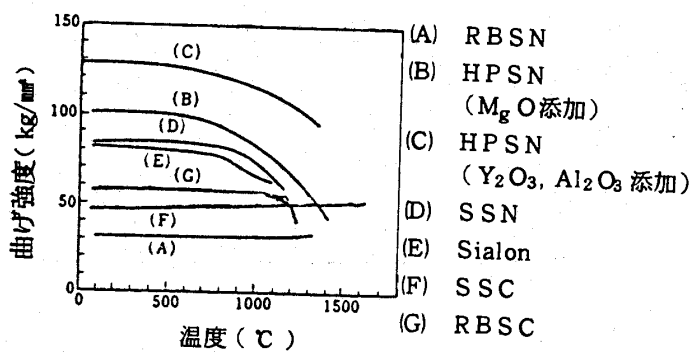


図 8. 各種 Si₃N₄ および SiC セラミックスの高温強度⁽³⁹⁾

破壊に関する信頼性の目安にはワイブル分布が用いられ、全体がσの応力で破壊しない確率を1-Fとすると、

$$1-F = \exp \left\{ -V \left(\frac{\sigma - \sigma_u}{\sigma_0} \right)^m \right\}$$

で表わされる⁽⁴²⁾。ここで、σ_uはこれ以下では破壊の確率が0と見做される応力、mはワイブル係数、

Vは体積、σ₀はσ_u、m、Vによってきまる定数である。mが大きいほど強度のバラツキが少ない。代表的なタービンホイール用金属材料713Cでmの値は約40である。現状のSi₃N₄、SiCセラミックスのmは10~20の値をとっているが、これは製造技術の進歩と共に年々向上している。

3.2 部品特性 ホイール中の欠陥の内容を解析し、欠陥がどの工程で発生するかを追求できれば各製造工程にフィードバックして歩留り向上に結びつけることができる。

セラミックスに適用可能な非破壊検査法の概要と欠陥検出限界を表7に示す。欠陥検出限界は欠陥の形状、種類、また部品の材質、形状によって大きく異なるので注意が必要である。セラミックホイールでは形状が複雑であり、しかも検出すべき欠陥のサイズは30~100μm程度と小さいため、数種の非破壊検査方法が組み合わされて用いられている⁽¹⁹⁾。

表7. 非破壊検査法

検査法	検査法の概要	欠陥検出限界 (μm)	欠陥対象	
			表面	内部
X線	試験体を透過したX線量の差により欠陥を検出する。	200		○
蛍光探傷	試験体表面の欠陥に侵入した蛍光探傷液の発光により検出する。	30~50	○	
超音波	試験体に超音波を伝達させ、欠陥部分での超音波の反射により欠陥を検出する。	200		○
A E	試験体に外力を加え欠陥近傍の応力集中部から発生する弾性波をカウントして欠陥を検出する。	20~50		○
S L A M	試験体に超音波を伝達させ、欠陥による弾性表面波の乱れをレーザ光線との干渉パターンの変化として検出する。	50~100	○	

セラミックホイールでは、これらの非破壊検査とともにコールドスピンやホットスピンにより使用応力以上の応力を加え弱いものをふるい落とす保証試験も試みられている⁽¹⁷⁾。

4. 開発状況

はじめにガスタービンの高温部セラミック化開発の状況^{(43),(44)}について概説する。

1971年、米国国防省のARPA計画によりガスタービン用セラミック部品の本格的な開発が始まった^{(43),(45)}。この計画は、TIT1370℃の2種のガスタービンを開発しようとしたものである。すなわち、200PSの自動車用ガスタービンをFord⁽⁴⁶⁾が、また30MWの発電用ガスタービンをWestinghouse⁽³⁸⁾がそれぞれ担当した。その頃、自動車用ガスタービンは主として排出ガス対策を目的として開発が進められていたが、1973年のオイルショックの後、ガスタービンに対し、燃料経済性および多種燃料対応性の要求が強まり、高温部品のセラミック化に開発の重点が移された^{(9),(43),(47)}。1974年から、西独では140, 150, 340PSのガスタービンをそれぞれVW⁽¹⁸⁾、Benz⁽¹¹⁾、MTU⁽¹¹⁾が政府の資金援助を得て開発中^{(15),(17)}である。米国では300PSのトラック・バス用ガスタービンの高温部をセラミック化する開発がGMにより1975年に始められ後のCATE計画⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾⁽⁴⁸⁾につながられた。1977年6月にFordは前述のAR

PA計画の成果として、Model 820エンジンにセラミックホイールを組み込み、TIT1370℃で1.5時間の運転実績をあげ⁽²⁾、セラミックガスタービンの実現性を示した。1979年から新設計の乗用車用100PSのセラミックガスタービンの開発が、GM⁽⁶⁾⁽¹⁹⁾およびGarrett/Ford^{(5),(16)}により始められた(AGT計画⁽⁸⁾)。1982年にGMはCATE計画でGT404エンジンにセラミックタービンブレードを組み込み、TIT1130℃、36900rpmの定格条件でのエンジンテストを実施し出力350PSを得た⁽¹⁴⁾。1982年2月United TurbineはKTTMkIエンジンを乗用車に搭載しロードテストを開始した⁽¹⁰⁾。これがロードテストされたセラミックタービンホイールの最初であり、次いで同年にBenzが同様のテストを実施した⁽¹¹⁾。1983年日産は100PSの乗用車用セラミックガスタービンを試作展示した^{(47),(49)}。

航空用としては、1977年にPWAは推力1tonクラスのターボファンエンジンJT15D-1のタービンブレードのセラミック化を目的として、セラミックタービンブレードの1230℃、50時間のホットスピンテストを実施した⁽⁵⁰⁾。1978年にGarrettは1000PSクラスのターボシャフトエンジンT76にセラミックロータを組み込みエンジンテストを実施した⁽⁵¹⁾。GEはミサイルのロータをセラミック化すべく、設計検討中である⁽⁵²⁾。

発電用としては、前述のARPA計画の他にSolarによる10kwのAPUの開発⁽⁵³⁾、Garrettの70MWクラスの石炭燃焼ガスタービン開発⁽⁵⁴⁾(CTR計画)があげられる。

ガスタービン用セラミックタービン開発の波及効果として、最近排気タービン過給機用セラミックホイールも活発に開発が進められている。

これまでに製作され、公表されたセラミックタービンホイールと、その開発状況を表8に示す。

排気タービン過給機のタービンホイールでは、TITは1000℃程度までなので、強度のバラツキの少ないSi₃N₄が多用され、量産性を考慮し成形法では射出成形、スリップキャスト成形が、また焼結法では常圧焼結が主に採用されている。乗用車用のサイズでは走行試験の実績が積み重ねられている^{(29),(57)}。また、信頼性の向上とコスト低減のために、量産の準備も進められつつあり⁽⁶⁵⁾、実用化も間近⁽²¹⁾⁻⁽²⁴⁾いと思われる。

表8. セラミックタービンホイールの開発状況

用途	形式	外径 mm	翼枚数	材料	成形法	焼結法	製作会社	機選名	目標 周速 m/s	目標 ガス温 °C	開発状況	出典
給送	ラジアル	~40	11	Si3N4	射出成形	常圧焼結	三菱重工	TD025	~500	900	展示	49
給送	ラジアル	~50	9	Si3N4	射出成形	常圧焼結	石川島播磨	RHBS1	~500	950	展示	25
給送	ラジアル	~50	9	Sialon	射出成形	常圧焼結	日立	T-2	~500	---	展示	55
給送	ラジアル	~50	11	Si3N4	射出成形	常圧焼結	三菱重工	TD04	~500	900	展示	22.56
給送	ラジアル	~60	8	Si3N4	射出成形	常圧焼結	三菱重工	RH06A	~500	---	展示	49
給送	ラジアル	~60	10	Si3N4	射出成形	反応焼結	石川島播磨/Ford	---	---	---	展示	55.31
給送	ラジアル	~60	10	SiC	射出成形	常圧焼結	住友電気	---	---	---	展示	58
給送	ラジアル	~60	11	SiC	射出成形	常圧焼結	VW/Hoechst	---	---	---	展示	55
給送	ラジアル	~60	11	SiC	射出成形	常圧焼結	三菱重工	TD05	~500	900	展示	49
給送	ラジアル	~60	12	Si3N4	射出成形	常圧焼結	京セラ	---	---	---	展示	49
給送	ラジアル	64	12	SiC	射出成形	常圧焼結	VW/Carborundum	---	485	950	展示	29
給送	ラジアル	~70	11	Sialon	射出成形	常圧焼結	日立自動車	---	---	---	展示	55
給送	ラジアル	~89	10	Si3N4	射出成形	常圧焼結	日立自動車	---	---	---	展示	25
給送	ラジアル	~90	10	Si3N4	射出成形	常圧焼結	旭硝子	---	---	---	展示	59
給送	ラジアル	~117	13	SiC	射出成形	常圧焼結	Cummins/Carborundum	T46	422	730	展示	60
給送	ラジアル	~117	13	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Cummins	T46	422	730	展示	60
給送	ラジアル	~120	13	Si3N4	射出成形	常圧焼結	東芝	---	---	---	展示	55
給送	ラジアル	~70	9	Si3N4	射出成形	常圧焼結	日産	---	---	---	展示	4
給送	ラジアル	76	10	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Recardo/AME	---	400	1330	展示	3
給送	ラジアル	~90	12	Si3N4	射出成形	常圧焼結	三菱自動車	YTX-100	~500	~1300	展示	61.66
給送	ラジアル	~100	11	Si3N4	射出成形	常圧焼結	日産/日本特殊陶業	YTX-100	~520	1350	展示	49.55
給送	ラジアル	~100	11	SiC	射出成形	常圧焼結	日産/日本特殊陶業	---	~520	1350	展示	55
給送	ラジアル	113	12	SiC	射出成形	常圧焼結	GM/GTE	ACT100	508	1290	試験	6.19
給送	ラジアル	133	13	Si3N4	射出成形	常圧焼結	GM/Carborundum	ACT100	508	1290	試験	6.19
給送	ラジアル	148	12	SiC	射出成形	常圧焼結	Garrett/Ford	ACT101	~696	1370	試験	5.16
給送	ラジアル	198	13	SiC	射出成形	常圧焼結	GM/Carborundum	ACT100	527	1110	試験	6.8
給送	ラジアル	130	32	Si3N4	射出成形	常圧焼結	GM/Carborundum	GT390	---	---	展示	7.12
給送	ラジアル	~140	53	Si3N4	射出成形	常圧焼結	VW	---	~400	1180	展示	15.18
給送	ラジアル	~160	41	Si3N4	射出成形	常圧焼結	トヨタ/東芝	---	477	1300	展示	1
給送	ラジアル	~200	28	Si3N4	射出成形	常圧焼結	MTU	---	390	1260	展示	11.64
給送	ラジアル	~250	40	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Garrett/Norton	T76	~400	1370	展示	51.62
給送	ラジアル	~250	40	Si3N4	射出成形	常圧焼結	GM/日本碍子	GT404-4	~450	1130	展示	49
給送	ラジアル	~250	40	SiC	射出成形	常圧焼結	GM/GTE	GT404-4	~450	1130	展示	48
給送	ラジアル	~250	40	SiC	射出成形	常圧焼結	GM/Carborundum	GT404-4	~450	1130	展示	13.14
給送	ラジアル	280	30	Si3N4	射出成形	常圧焼結	PWA/Norton	JT15D-1	410	1200	展示	50
給送	ラジアル	765	---	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Restinghouse/Norton	W-251	181	1370	展示	38
給送	ラジアル	~100	33	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Volvo/ASEA	KT Mkl	~350	1350	展示	10
給送	ラジアル	~110	38	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Ford	820	~330	1370	展示	2.5
給送	ラジアル	~120	57	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Benz	PWT110	~330	1350	展示	11.63
給送	ラジアル	~130	~50	Si3N4	射出成形	常圧焼結	日産/日本特殊陶業	YTX-100	~480	~1200	展示	61
給送	ラジアル	130	36	Si3N4	射出成形	反応焼結	VW	---	~400	1350	展示	15.17
給送	ラジアル	~150	53	Si3N4	射出成形	常圧焼結	Benz	PWT110	~380	~1250	展示	11.63
給送	ラジアル	~160	38	SiC	射出成形	常圧焼結	MTU	---	390	1290	展示	17

* 金属デイスにセラミックを結合
 *** ホットロール成形では翼部平均周速を示す
 注1) 表中の数字はラジアルタービンホイールの寸法を示す
 注2) 周速はラジアルタービンホイールの寸法を示す
 注3) 周速はラジアルタービンホイールの寸法を示す

一方、ガスタービンでは、TIT(約1350°C)、回転速度共に定格条件を満足したという報告はまだされていない。前述のAGT計画では、コールドスピントストで定格回転速度を達成した段階⁽⁵⁾⁽⁶⁾⁽¹⁹⁾である。まだ低い歩留りを向上させるため、製造を容易化する設計改善⁽¹⁶⁾、成形工程の各種パラメータの設定⁽¹⁹⁾に現在力がそそがれている。エンジンテストは、1984年11月までに開始の予定⁽¹⁹⁾である。表8でホットプレスで焼結したブロックから翼を削り出す方式は、加工コストが高く⁽¹¹⁾、試作段階のみと考えてよいだろう。

5. 将来の展望

セラミックガスタービンが実用化されるまでには、まだ多くの課題が残されている⁽⁴⁷⁾⁽⁶⁶⁾。その中でも、許容されるコストの範囲内でいかに信頼性を保証するかという問題が重要である。この問題の解決には、単に製造技術だけではなく、評価、設計技術を含めた複合技術の確立が必要である⁽⁶⁷⁾。

これまでに、セラミックホイールの製造技術は着実に向上してきていることから、これらの問題点も今後順次解決され、高効率のセラミックガスタービンは実用化されるものと思われる。排気タービン過給機のセラミックホイールの実用化はその糸口となる。

参考文献

- (1) 佐藤・米屋, 日本ガスタービン学会誌, 4-15(1976), 14.
- (2) Biasi, V., Gas Turbine World, (1977-7), 12.
- (3) Panton, J., ASME Paper, 78-GT-178(1978).
- (4) Yamazaki, S., Proc. 5th Int. Automotive Propulsion Systems Symp., (1980), 204.
- (5) McLean, A.F., Amer. Ceramic Soc. Bull., 61-8 (1982), 861.
- (6) Helms, H.E., AIAA Paper, 82-1165(1982).
- (7) Ward's Engine Update, 8-21 (1982), 3.
- (8) Kramer, S.B., 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congr., 83-TOKYO-IGTC-86 (1983), 667.
- (9) Satoh, H., ほか2名, 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congr., 83-TOKYO-IGTC-88(1983), 683.
- (10) Kronogard, S.O., Proc. 20th Automotive Technology Development Contractors' Coordination Meeting, P-120 (1983), 211.
- (11) Hagemeister, K., ほか2名, ASME Paper, 83-GT-205 (1983).
- (12) Storm, R.S. and Naum, R.G., ASME Paper, 83-GT-238 (1983).
- (13) Helms, H.E. and Thrasher, S.R., ASME Paper, 83-GT-179 (1983).
- (14) Thrasher, S.R., 文献(10)の167ページ.
- (15) Bunk, W., ほか2名, Ceramics for High Performance Applications-III Reliability, (1983), 29, Brook Hill.
- (16) Kreiner, D.M. and Kidwell, J.R., Proc. 21th Automotive Technology Development Contractors' Coordination Meeting, P-138 (1984), 273.
- (17) Bunk, W., Proc. Int. Symp. on Ceramic Components for Engine, (1984), (to be published).
- (18) Langer, M., ほか2名, Proc. Int. Symp. on Ceramic Components for Engine, (1984), (to be published).
- (19) Groseclose, L.E., ほか2名, 文献(10)の263ページ.
- (20) Paluszny, A., 文献(15)の361ページ.
- (21) 日経メカニカル, (1984-3-26), 70.
- (22) Ward's Engine Update, 10-6 (1984), 1.
- (23) 日経産業新聞, (1983-6-28), 1.
- (24) FC Report, 1-12 (1983), 32.
- (25) Kaneno, M. and Oda, I., SAE Paper, 840013 (1984), 1.
- (26) 柘植, 第11回高温材料技術講習会テキスト, (1980), 237, 窯業協会.
- (27) McLean, A.F., 文献(15)の103ページ.
- (28) Amer. Ceramic Soc. Bull., 63-2 (1984), cover.
- (29) Rottenkolber, P., ほか3名, SAE Paper, 810523 (1981).
- (30) 斎藤, ファインセラミックスの最新技術, (1982), 101, シーエムシー.
- (31) 西田・ほか2名, 東芝レビュー, 39-1 (1984), 77.
- (32) 正木・上垣外, 材料科学, 19-1 (1982), 19.
- (33) 特開昭58-10217.
- (34) Baker, R.R., ほか3名, Ceramics for High Performance Applications-II, (1978), 207, Brook Hill.
- (35) 黒松, 工業材料, 31-12 (1983), 66.
- (36) 柴田・ほか2名, 内燃機関, 21-2 (1982), 61.
- (37) Kawai, M., ほか2名, Proc. Int. Symp. of Factors in Densification and Sintering of Oxide and Non-oxide Ceramics, (1978), 545.
- (38) Andersson, C.A., ほか3名, 文献(10)の783ページ.

- (39) 米屋, ファインセラミックスハンドブック, (1984), 546, 朝倉書店.
- (40) 山本, ファインセラミックス'84, (1984), 90, 中日新聞社.
- (41) 柴田・浅野, 内燃機関, 22-11 (1982), 73.
- (42) Weibull, W., Ing. Vetenskaps Akad. Handl., 151 (1939).
- (43) Harmon, R. A., Mech. Engng., (1982), 26.
- (44) 宮内, 日本ガスタービンセミナー第7回資料集, (1979), 9-1.
- (45) Reuth, E. C., Ceramics for High Performance Applications, (1974), 1, Brook Hill.
- (46) McLean, A. F., 文献(34)の1ページ.
- (47) 山崎, 日本ガスタービンセミナー第12回資料集, (1984), 2-1.
- (48) Byrd, J. A. and Helms, H. E., AIAA Paper, 82-1168 (1982).
- (49) 東京モーターショウ, (1983).
- (50) Calvert, G. S. and Carruthers, W. D., 文献(34)の839ページ.
- (51) Smith, B. A., Aviation Week & Space Technology (1978-7-24), 43.
- (52) Coty, P. J., 文献(15)の427ページ.
- (53) Metcalfe, A. G., and Napier, J. C., 文献(15)の173ページ.
- (54) Richerson, D. W., ほか2名, 文献(15)の217ページ.
- (55) ファインセラミックスフェア'84, (1984).
- (56) Mason, J. L., 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congr., 83-TOKYO-IGTC-70 (1983), 547.
- (57) DeBell, G. C. and Secord, J. R., ASME Paper, 81-GT-195 (1981).
- (58) ニューセラミックスフェア'83, (1983).
- (59) Hannover Messe '83, (1983).
- (60) Walson, R. P., ほか4名, SAE Paper, 840014 (1984), 7.
- (61) 1983年東京国際ガスタービン機器展, (1983).
- (62) Kington, H. L., ほか3名, DARPA NAVSEA Ceramic Gas Turbine Demonstration Engine Program Review (1978), 77.
- (63) 3rd BMFT-STATUS-SEMINAR (1984).
- (64) Peschel, W. H., ほか2名, 文献(34)の481ページ.
- (65) 日刊工業新聞, (1984-3-7).
- (66) 松尾, 文献(47)の5-1ページ.
- (67) 高原・松末, セラミックス, 15-12 (1980), 967.

8. 大型ガスタービン・ロータの製造技術

三菱重工業 榎 高砂製作所 雑賀 圭 五

1. はじめに

最近では, 高効率を目的として, ガスタービンと蒸気タービンを組合せたコンバインドプラントの需要が高まってきている。これに使用されるガスタービンは高信頼性はもちろんのこと, 発電規模から単機出力の大容量化が要求されている。これらの需要に応じて三菱重工では, 最新鋭の高性

能・大容量ガスタービンMW-501D (60 Hz用ベース 100 MW, ピーク 108 MW) 及びMW-701D (50 Hz ベース 122 MW, ピーク 130 MW) を製作している⁽¹⁾。

本稿では, これら大型ガスタービン・ロータの材料, 機械加工, 組立, バランス等の製造技術の一部を紹介する。図1にMW-701D ガスタービ

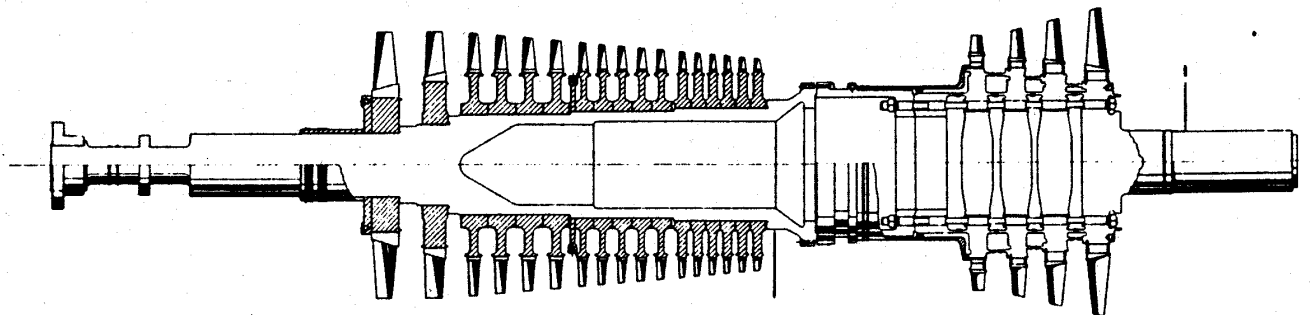


図1. 三菱MW-701D ロータ組立式

- (39) 米屋, ファインセラミックスハンドブック, (1984), 546, 朝倉書店.
- (40) 山本, ファインセラミックス'84, (1984), 90, 中日新聞社.
- (41) 柴田・浅野, 内燃機関, 22-11 (1982), 73.
- (42) Weibull, W., Ing. Vetenskaps Akad. Handl., 151 (1939).
- (43) Harmon, R. A., Mech. Engng., (1982), 26.
- (44) 宮内, 日本ガスタービンセミナー第7回資料集, (1979), 9-1.
- (45) Reuth, E. C., Ceramics for High Performance Applications, (1974), 1, Brook Hill.
- (46) McLean, A. F., 文献(34)の1ページ.
- (47) 山崎, 日本ガスタービンセミナー第12回資料集, (1984), 2-1.
- (48) Byrd, J. A. and Helms, H. E., AIAA Paper, 82-1168 (1982).
- (49) 東京モーターショウ, (1983).
- (50) Calvert, G. S. and Carruthers, W. D., 文献(34)の839ページ.
- (51) Smith, B. A., Aviation Week & Space Technology (1978-7-24), 43.
- (52) Coty, P. J., 文献(15)の427ページ.
- (53) Metcalfe, A. G., and Napier, J. C., 文献(15)の173ページ.
- (54) Richerson, D. W., ほか2名, 文献(15)の217ページ.
- (55) ファインセラミックスフェア'84, (1984).
- (56) Mason, J. L., 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congr., 83-TOKYO-IGTC-70 (1983), 547.
- (57) DeBell, G. C. and Secord, J. R., ASME Paper, 81-GT-195 (1981).
- (58) ニューセラミックスフェア'83, (1983).
- (59) Hannover Messe '83, (1983).
- (60) Walson, R. P., ほか4名, SAE Paper, 840014 (1984), 7.
- (61) 1983年東京国際ガスタービン機器展, (1983).
- (62) Kington, H. L., ほか3名, DARPA NAVSEA Ceramic Gas Turbine Demonstration Engine Program Review (1978), 77.
- (63) 3rd BMFT-STATUS-SEMINAR (1984).
- (64) Peschel, W. H., ほか2名, 文献(34)の481ページ.
- (65) 日刊工業新聞, (1984-3-7).
- (66) 松尾, 文献(47)の5-1ページ.
- (67) 高原・松末, セラミックス, 15-12 (1980), 967.

8. 大型ガスタービン・ロータの製造技術

三菱重工業 榑 高砂製作所 雑賀 圭五

1. はじめに

最近では、高効率を目的として、ガスタービンと蒸気タービンを組合せたコンバインドプラントの需要が高まってきている。これに使用されるガスタービンは高信頼性はもちろんのこと、発電規模から単機出力の大容量化が要求されている。これらの需要に応じて三菱重工では、最新鋭の高性

能・大容量ガスタービンMW-501D (60 Hz用ベース 100 MW, ピーク 108 MW) 及びMW-701D (50 Hz ベース 122 MW, ピーク 130 MW) を製作している⁽¹⁾。

本稿では、これら大型ガスタービン・ロータの材料、機械加工、組立、バランス等の製造技術の一部を紹介する。図1にMW-701D ガスタービ

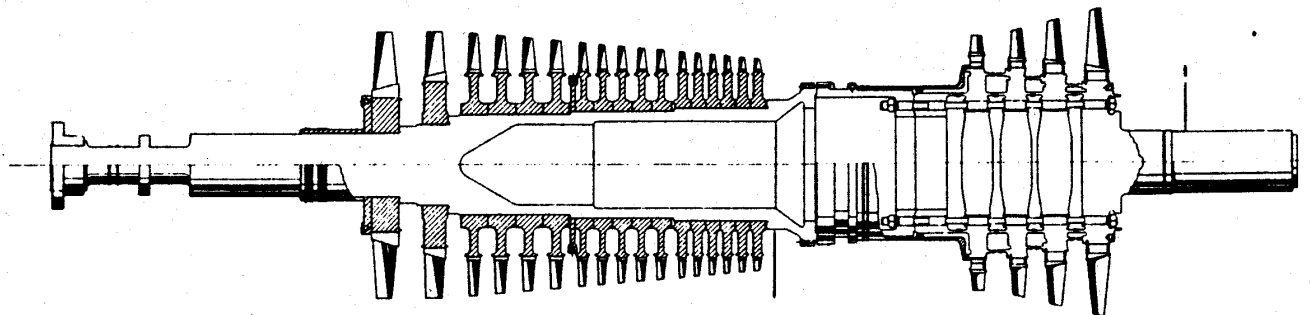


図1. 三菱MW-701D ロータ組立式

ンのロータ組立図を示す。図2では、当社ガスタービンの出力とロータ重量の関係を示す。

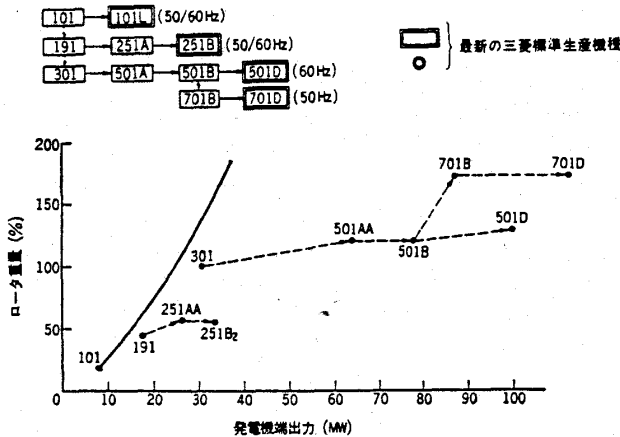


図2. 三菱ガスタービンの出力とロータ重量の関係

2. ガスタービン・ロータの構造及び材料

(1) 構造

MW-701 D ガスタービンのロータは、ジャーナルスパン約 7500 mm、重量約 57^t であり、圧縮機軸、タービン軸及びこれらを結合するスピンドルボルトより構成されている。

圧縮機軸は、主軸に圧縮機翼車を焼きばめし、タービン軸は、トルク伝達と同心維持のため、カービック加工された4枚のタービン翼車をスピンドルボルトを用いて結合している。

(2) 材料

タービン翼車用材料には次の性質が要求され、表1に示すようにNi 基合金、Fe 基合金、12% Cr 系鋼、低合金鋼の4種類が使用される。

- ・靱性
- ・クリープ強さ
- ・クリープ破断強さ
- ・低サイクル疲れ強さ
- ・高サイクル疲れ強さ
- ・組織安定性

大型タービンでは低合金鋼、中型タービンではFe 基合金又は12% Cr 系鋼、航空機用とほぼ同じ小型タービンではNi 基合金又はFe 基合金が一般に使用されている。

また、スピンドルボルトでは、INCONEL-Xが使用されている。

3. ロータの製作方法

タービンロータの製作にあたっては、材料面と加工寸法精度を重点に厳密な検査を行い、万全の品質確認を行っている。

(1) 製作手順

ロータの製作手順を図3に示す。

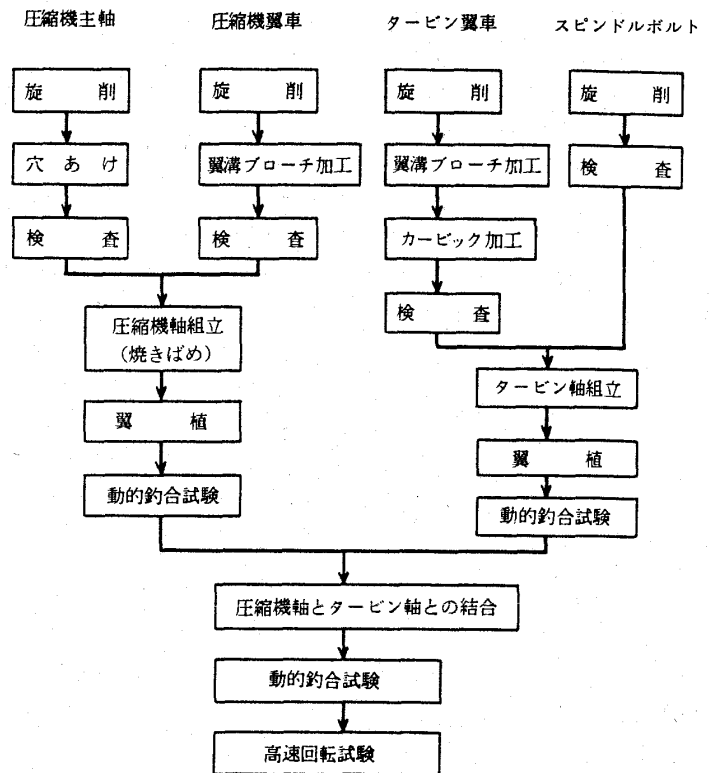


図3. ロータの製作手順

(2) 圧縮機軸の製作

圧縮機軸は主軸とそれに焼きばめされる中空の翼車より構成される。

(i) 翼車の加工

翼車は各段ともNC旋盤で内外径の同心度、内径の真円度、真直度を高精度に加工した後、ブローチ盤で翼溝加工を行う。翼溝の寸法検査は、限界ゲージを用いて厳密にチェックされている。

(ii) 主軸の加工

主軸は大径側から全長のほぼ中央まで中空になっており、中空部の内径と外径の同心度を正確に保つため、旋盤にて専用の中ぐり装置を用いて加工している。旋削加工後、ラジアルボール盤でバランスプラグ穴加工を行い、次の焼きばめ工程に入る。

(iii) 圧縮機軸の組立

表 1. タービンディスク材の例

(%)

区 分	元 素 合 金	C	Cr	Ni	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	B	Zr	Fe	他
		Ni 基 合 金	Waspaloy	0.08	19.5	残	13.5	4.3	—	—	3.0	1.3	0.006	0.06
D 979	0.05		15.0	残	—	4.0	4.0	—	3.0	1.0	0.010	—	27.0	—
Inconel 718	0.04		19.0	残	—	3.0	—	5.1	0.5	0.9	—	—	18.5	—
Incoloy 901	0.05		12.5	残	—	5.7	—	—	2.7	0.2	0.015	—	36.0	—
Fe 基 合 金	A 286	0.05	15.0	26.0	—	1.3	—	—	2.0	0.2	0.015	—	残	—
	Discaloy	0.04	13.5	26.0	—	2.7	—	—	1.7	0.1	0.005	—	残	—
12% Cr 系 鋼	H 46	0.16	11.5	0.6	—	0.65	—	0.25	—	—	—	—	残	0.3V
	FV 448	0.13	11.2	—	—	0.6	—	—	—	—	—	—	残	0.3V
低 合 金 鋼	CrMoV 鋼	0.30	1.25	—	—	1.0	—	—	—	—	—	—	残	0.25V
	NiCrMoV 鋼	0.27	1.7	3.5	—	0.5	—	—	—	—	—	—	残	0.1V

圧縮機軸の組立は主軸に翼車を順次、焼きばめる方法をとる。主軸を回転テーブル上に立て

ドルボルト穴、冷却空気通路をNC横中ぐり盤にて、また翼溝はブローチ盤にて加工する。(図5参照) 翼溝の寸法検査は、圧縮機翼車と同様、限界ゲージを用いて厳密にチェックされる。

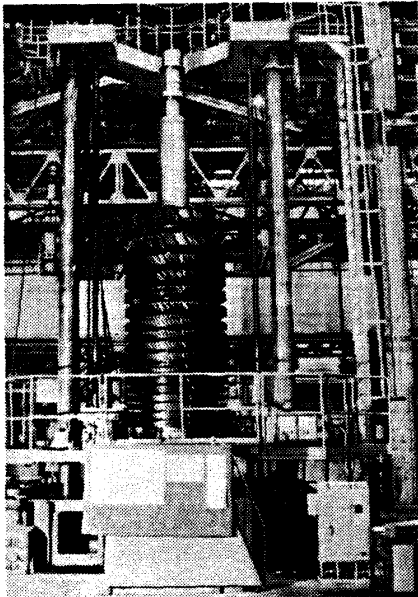


図 4. 圧縮機軸の組立

ておき、一方で翼車を電気炉で規定温度に加熱した後、水平レベルを正確に保ったまま、主軸に挿入し、冷却する。均一な嵌め合いが得られるようテーブルを回転させながら冷却を行う。また翼車の軸方向位置も厳密に管理・計測されている。焼きばめ中の主軸を図4に示す。

(3) タービン軸の製作

タービン軸は、4枚の翼車をカービック・カップリングと称する特殊な噛み合い接手で結合し、スピンドルボルトで締結する。

(1) タービン翼車の加工

翼車は外径をNC旋盤で加工した後、スピン

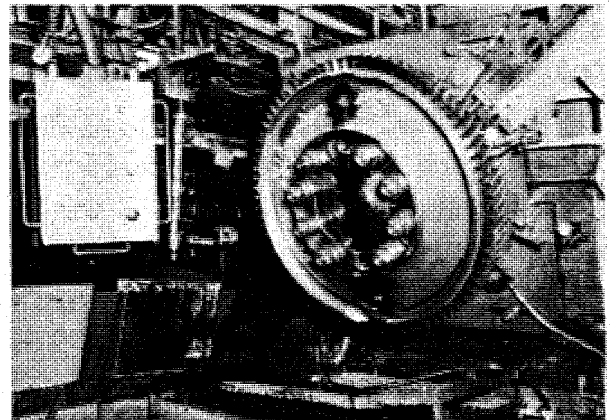


図 5. タービン翼車 翼溝加工

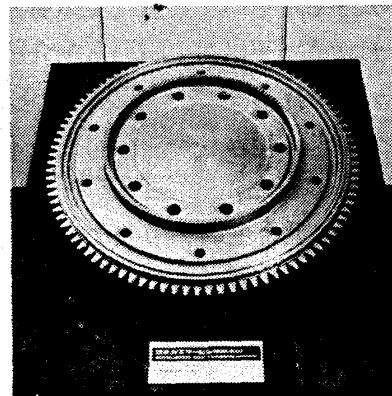


図 6. タービン翼車

次にカービック・カップリングの加工は、専用の特殊研削盤にて研削仕上で行う。研削歯面の精度は、マスターゲージとの歯当りをチェックすることにより確認される。タービン翼車完成品を図6に示す。

(ii) タービン翼車の組立

タービン翼車の組立は、軸を立てた方法で出口側最終段の翼車から順次、各段を積み重ねる。スピンドルボルトによる締付作業は、ボルトの伸び計測を行い、規定締付力を管理している。

(4) 圧縮機軸とタービン軸の結合

ロータ組立の最終段階である圧縮機軸とタービン軸の結合は、図7に示す結合専用機で行なわれる。締付ボルトは、あらかじめ重量計測を行い、最適バランスとなるよう配列されている。結合後、動翼先端を研削加工し、チップクリアランスを規定寸法内に仕上げる。

また最近では、ロータの寸法計測として、レーザー装置を使用し始めている。

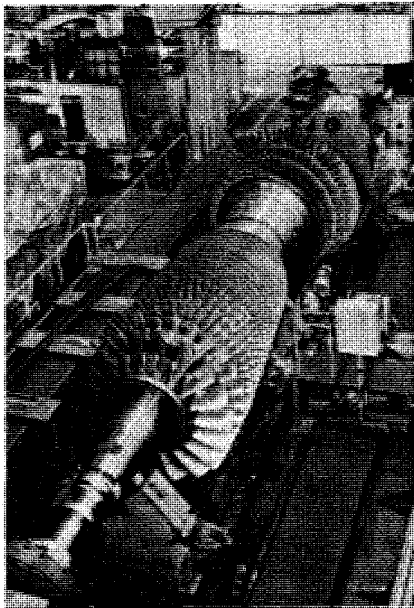


図7. 圧縮機軸とタービン軸の結合

4. ロータの高速回転試験

低速での動的釣合試験を行った後、ガスタービンロータは完成されるが、当社では、さらに定格速度、オーバースピード、回転上昇・下降中の振動特性を工場内で事前にチェックし、現地での振動問題の解消に役立てている。

高速回転試験設備は、①バランス精度の向上
②省エネルギーなどを目的として真空室方式を採用している。

また、ロータの高速バランスには、CABS(Computer Aided Balancing System)と呼ばれるコンピュータ・バランスシステムを用いている。本システムでは、高速バランステストに際して、回転上昇中・下降中、回転ホールド中の各軸受での振動データを正確に採取し、運転中の振動値をリアルタイムでCRTにディスプレイし、振動の変化を監視することができる。

また、バランスのためのデータ出力、効果ベクトル計算、ウェイト取付位置の検討、ウェイト取付後の振動予測等を即座に行え、最適バランスに貢献している。(図8参照)

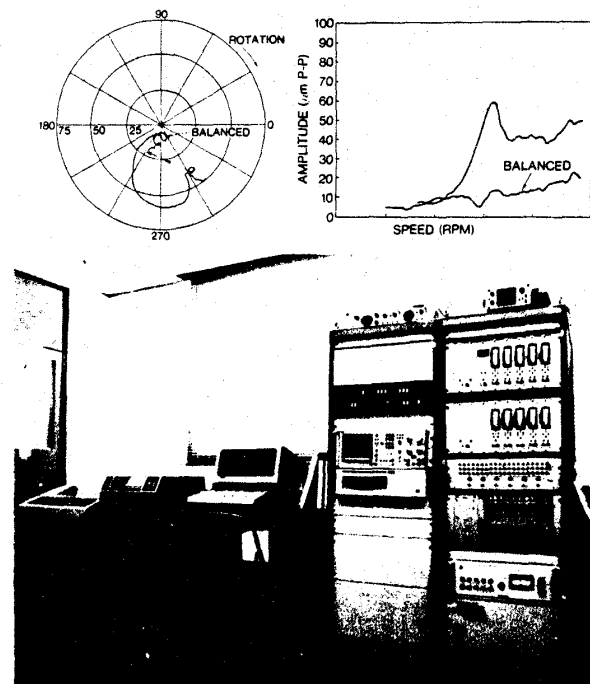


図8. Computer Aided Balancing System

5. ガスタービンの工場組立・試運転

完成されたロータは、現地据付状態と同じアライメント、各部間隙で工場組立の後(図9参照)工場試運転を行い、より高い信頼性を目指している。当社では実負荷設備を設置しており、120MW級ガスタービンの実負荷試験を行うことができ、無負荷から全負荷までのすべての負荷域でのガス

タービンの検証試験が可能である。設備の概要を図10に示す。

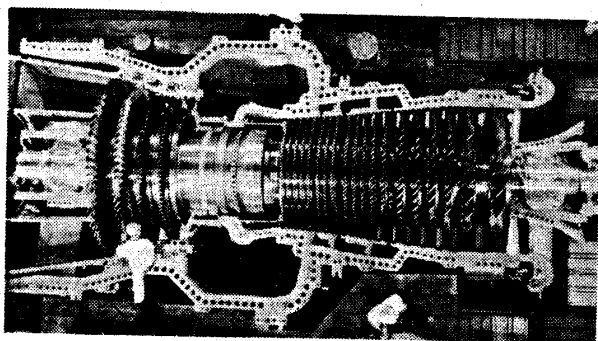


図9. ガスタービンの工場組立

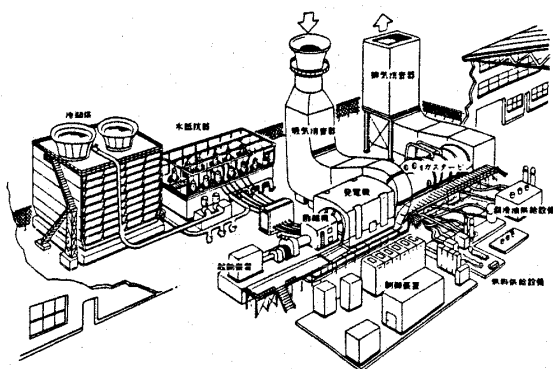


図10. ガスタービン実負荷試験設備

無負荷、実負荷試験要目は、次のとおり⁽³⁾。

(1) 無負荷試験

- ターニング、スピントテスト

- 起動、着火、昇速テスト
- 振動チェック
- オーバースピードテスト
- 起動特性計測
- 車室関係及びロータ伸び計測
- コールドスタートテスト

(2) 実負荷試験

- 起動、負荷テスト
- 全体サイクル性能テスト
(出力、熱効率、要素効率の計測)
- 信頼性確認ヒートランテスト
(高温部のメタル温度、応力の計測)
- 公害値確認(騒音、NO_x及び排煙濃度)
- 全負荷遮断テスト

6. むすび

ガスタービンの高い信頼性を得るには、開発設計技術とともに製作技術の進歩が絶えず要求されている。特にロータは、ガスタービンの心臓部であり、素材管理、機械加工、組立、バランス、検査等、様々な技術を駆使して初めて信頼性の高い製品が得られるものである。我々メーカーは、今後の大型化に備え、新しい技術を取り入れ、さらに信頼性の高いガスタービンの製作に寄与していく所存である。

文 献

- (1) 中西, 三菱重工技報 Vol. 17 No. 2 (1980-3)
- (2) 辻, ターボ機械 Vol. 12 No. 3 (1984-3)
- (3) 雑賀, ターボ機械 Vol. 10 No. 9 (1982-9)

9. 航空用ガスタービンのディスク・ケーシングの製造技術

石川島播磨重工業 K.K. 五十嵐 栄一

1. ディスクの加工法

エンジンの回転部分の中心的な役割をもつディスクは、圧縮機又はタービンの場合でも、名前の通り円板状のディスクとリング状のスペーサーとをボルトで連結して組立てられるのが、当初では主流であった。

しかし現在の新しい形式のエンジンにおいては

むしろ単純な円板状のディスクは少なく、スペーサーとディスクが一体になった形状のものや、数枚のディスクやスペーサーを電子ビーム溶接やイナーシャ溶接(摩擦で熱を生じさせて溶着させる)などで1体化したもの、小型エンジンでは全く一つの材料から全体を削り出してローターコーンにしてしまうものなどが多い。

タービンの検証試験が可能である。設備の概要を図10に示す。

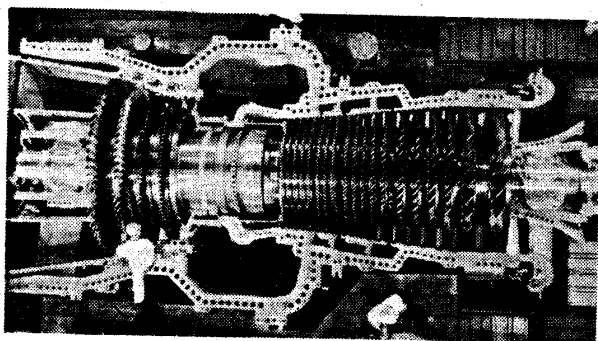


図9. ガスタービンの工場組立

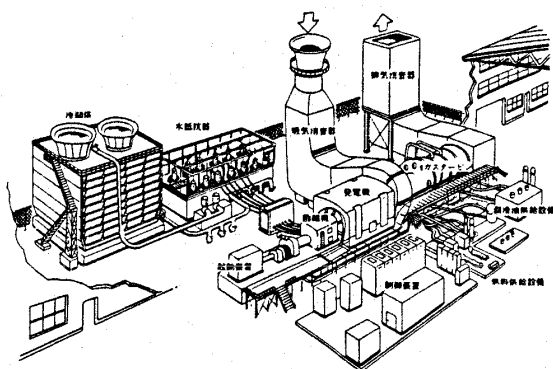


図10. ガスタービン実負荷試験設備

無負荷、実負荷試験要目は、次のとおり⁽³⁾。

(1) 無負荷試験

- ターニング、スピントテスト

- 起動、着火、昇速テスト
- 振動チェック
- オーバースピードテスト
- 起動特性計測
- 車室関係及びロータ伸び計測
- コールドスタートテスト

(2) 実負荷試験

- 起動、負荷テスト
- 全体サイクル性能テスト
(出力、熱効率、要素効率の計測)
- 信頼性確認ヒートランテスト
(高温部のメタル温度、応力の計測)
- 公害値確認(騒音、NO_x及び排煙濃度)
- 全負荷遮断テスト

6. むすび

ガスタービンの高い信頼性を得るには、開発設計技術とともに製作技術の進歩が絶えず要求されている。特にロータは、ガスタービンの心臓部であり、素材管理、機械加工、組立、バランス、検査等、様々な技術を駆使して初めて信頼性の高い製品が得られるものである。我々メーカーは、今後の大型化に備え、新しい技術を取り入れ、さらに信頼性の高いガスタービンの製作に寄与していく所存である。

文 献

- (1) 中西, 三菱重工技報 Vol. 17 No. 2 (1980-3)
- (2) 辻, ターボ機械 Vol. 12 No. 3 (1984-3)
- (3) 雑賀, ターボ機械 Vol. 10 No. 9 (1982-9)

9. 航空用ガスタービンのディスク・ケーシングの製造技術

石川島播磨重工業 K.K. 五十嵐 栄 一

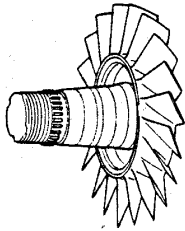
1. ディスクの加工法

エンジンの回転部分の中心的な役割をもつディスクは、圧縮機又はタービンの場合でも、名前の通り円板状のディスクとリング状のスペーサーとをボルトで連結して組立てられるのが、当初では主流であった。

しかし現在の新しい形式のエンジンにおいては

むしろ単純な円板状のディスクは少なく、スペーサーとディスクが一体になった形状のものや、数枚のディスクやスペーサーを電子ビーム溶接やイナーシャ溶接(摩擦で熱を生じさせて溶着させる)などで1体化したもの、小型エンジンでは全く一つの材料から全体を削り出してローターコーンにしてしまうものなどが多い。

更には最近の小型エンジンではディスクと動翼とを1体に削り出すブリスク(ブレード+ディスク)といわれる部品も作られるようになってきている。



第1図 ブリスク

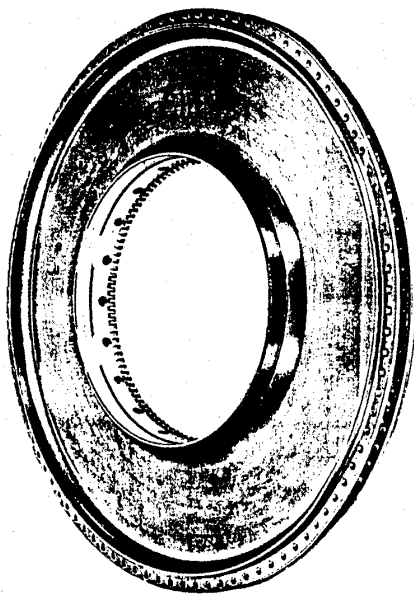
またディスクとシャフトが1体になった形のディスクシャフトも普通になって来ている。

従ってそれぞれ加工法も多様になっている。

材質についても従来は圧縮機では13クローム系ステンレス鋼, タービンでは耐熱鋼が普通であったが, 圧縮機の圧力比が大きくなり, タービン入口温度が高くなって来ていることなどから材質についてのこの常識は変わってしまった。

圧縮機の場合では前段の圧力比の小さい部分は重量を軽減するため殆んどチタニウム合金が使われて来ており, 高圧側では温度が高くなることから耐熱合金が使われるようになって来た。タービン側は勿論耐熱合金が普通に使われる。

標準的な円板状のディスクの加工法としては,



第2図 円板型ディスク

特に肉厚が薄い場合(1~2mm)は, 通常の方法では振動を起こしてしまつて切削不能になってしまうので, 例えば片面を加工したあと, 真空チャックに吸いつけて固定した状態にして反対の面を加工する方法とか, 特別に設計されたセンタードライブ旋盤を用いて, 両面を同時に2本の工具でバランス切削によって能率よく加工出来る。

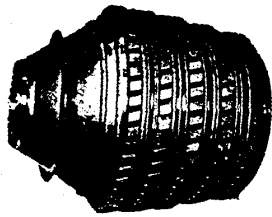
この方法は非常に能率がよいので, 機械は非常に高価ではあるが, 加工数が多い欧米ではよく使用されている。しかしこの方式でも非常に薄い場合は多少の振動(ビリマーク)が発生して仕上面が悪くなることもあり, 加工後バフ研磨で面を磨いて仕上げられることもある。

ディスクとスペーサーが一体になった方式のーム付ディスクの場合は, 内径側の加工は溝を削り込むようなことになるので非常に困難となる。もともと薄肉のものであるにもかかわらず, 材料の関係上内径側は鍛造材の余肉が多く残っているので, 削り代も大きく, 切削工具も内径側の溝加工用のものは剛性が小さいものになるので, 特にチタニウム合金材や耐熱合金材では切削能率が非常に悪くなる。

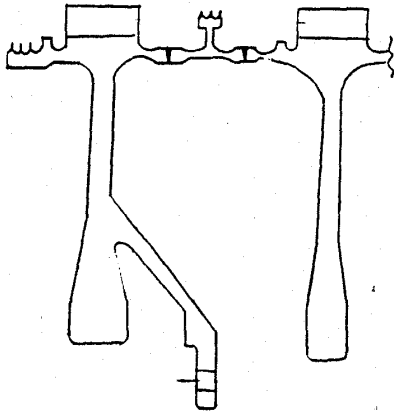
最近では粉末合金を超塑性鍛造によって作られる素材が開発され実用化されて来ているが, この場合では, 製品形状に近い形の鍛造素材が作れるようになって来ているので, 今後この方式の素材が多く使われるようになると思われる。

しかし一つの方向としては, 更に単純な形状のディスクとスペーサーを加工し, それらを真空中で電子ビームによって変形や熱影響の非常に小さい溶接の出来る電子ビーム溶接や, 一方を固定し片方を回転エネルギーをもつたフライホイールと共に回転させて圧着し摩擦エネルギーによって生ずる熱で溶着させるイナーシャ溶接法によって一体のローターコーン状のものにする方法が多くとられるようになった。

電子ビーム溶接の信頼性の向上と, それによる変形が非常に少ないことから, この方法はむしろ主流に近い方法になりつつある。ローターコーンの場合には組立が動翼の植込みのみでローターが完了し, バランスがよいこと, 応力集中のもとになるディスク同志の取付孔がないこと, オーバホール期間の短縮にもつながることになるからである。



第3図 電子ビーム溶接ローター



第4図 電子ビーム溶接ローター断面

ディスク類の形状の加工はいずれの場合でも現在では旋削は、超硬工具によって切削成形されるが、最近では材質が耐熱合金が主となって超硬工具でも切削能率が非常に悪いので、ボラゾン工具やセラミック工具と言った新しく開発された工具によって従来の数倍も能率よく加工されることも出来るようになった。しかしこれらの工具が全面的に使用するには現在では使用条件、工具コストなどで制限はある。近い将来には殆んどこれらの工具が使用されるようになるものと期待される。

ディスクの特徴として圧縮機やタービンの動翼の植え込まれる溝が外周部に加工されるが、加工は表面ブローチ盤によって、高速度工具鋼製の総形刃が連続してついている棒状のカッターを通して削られる。ステンレス鋼、チタニウム合金製ディスクの場合は比較的寿命が長い（1回の刃部の研磨で10枚以上のディスクが加工出来る）が、耐熱合金製ディスクの場合、材料の種類によっては数枚から、ひどい場合は1枚やっとなしかなかったり、工具費が莫大になる傾向が強くなって来ている。寿命が長い超硬合金工具は比較的もろい性質があることから、ブローチ加工が断続

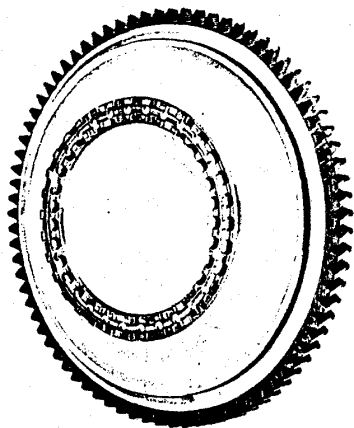
切削であることや、加工形状が複雑であり工具の成形研削が非常に困難であることなどで現在では使用がむづかしい。この問題は今後耐熱合金の改良開発が進めば更に加工性が悪くなることが予想されるので、現在の方法では殆んど加工不可能に近くなる恐れもあり、新しい加工法を開発する必要があると思う。例えば高能率な数値制御ワイヤカット放電加工法や電解加工法など、加工材質の影響の少ない方法を開発して、工具費、加工費を低減する必要がある。

翼根嵌め込み溝部の出入口部は運転中応力集中がかかり、破損の起因部になることが多く、この部分は念入りに面取りや丸め仕上げを行うことが大切である。面取りは手仕上げでなされる場合もあるが効率はよくないので、専用の做い面取機で機械的にとると効率的である。一般には更に丸めるために、回転ブラシに砥粒を塗布し、回転テーブルでディスクを取付けて磨くことが必要である。

ディスクとスペーサー又はディスク同志を組付けるためのボルト孔を加工する機会が多いが、この孔も破壊の原因となる場合があるので、仕上げは非常に重要な部分である。普通ドリルやリーマで孔明加工後、機種によってはホーニング加工（砥石を往復及び回転運動させながら孔の内面を研磨する加工方法）によって工具によるキズを除去する場合もある。更に孔の出入口の角部を丸める仕上げを行うが、この場合は、細かい砥石を入れたバレルを回転させ、ときには振動させて、ディスクをそのバレルにもぐらせて回転または往復回転運動をさせて仕上げる。これらの仕上げ工程はディスクの加工工程の中でも非常に重要な工程であり、磨きの加工条件は厳密に守られる。

ディスクとスペーサーやコーン状のシャフトと連結する場合、ボルト結合の代りにカービックカップリングという歯車の歯形状のものを円形面に加工して組合わせる方法をとる場合が多い。このカップリングは専用の研削盤により、極めて高い精度（同芯度、平行度、割出精度）が得られるので、組立ては単に歯をかみ合わせていだけでバランスのよくとれたローターが組立てられる。

このカップリングのついた割出板は割出精度が非常に高いので、最近の数値制御工作機械の刃物台や割出テーブルの中に組込まれている例が多い。



第5図 カービックカップリング付きディスク

電子ビーム溶接でディスクを結合する場合は、ディスク形状は完全に機械加工で仕上げられたものが溶接される。従って溶接時に同心であることが重要であり、変形も極めて小さいので、溶接後の加工はディスク部分は行なわれない。前後のシャフト部の軸受嵌合部分の最終加工が残るだけである。

イナーシャ溶接でローターコンに結合される場合は各々のディスクやスペーサなどはすべて仕上げが残っていて、溶接後全面仕上げ加工が必要であるので、組立てたあと全面加工出来る構造である必要がある。この点は電子ビーム溶接と大きく異なる点である。

しかしローターコン方式は組立て分解が容易で整備性がよいこと、剛性が大きいので安全性が高いことから、今後はますます主流になっていくものと考えられる。

小形エンジンではこの整備性を高めることと、動翼とディスクの嵌合部分の加工が困難であることと応力集中の原因となることから、これを除くためにディスクと動翼を1つの素材から削り出して1体のものにしていくものがある。このブリスクの場合翼部を削り出したりNC加工で切削加工で成形される場合もある。

このようにこれからのエンジンのローターは、飛行機の運用効率を高め、安全性を高める方向に進む方が初度の多少のコストアップより更に重要であると言う考え方に立っていくように思われる。

2. ケーシングの加工法

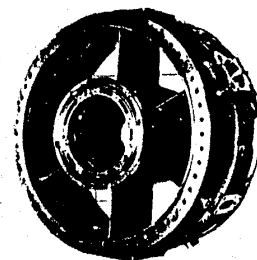
エンジンの剛性を支え、構造の主体となっている部品がケーシング又はフレームと言っているものである。ローターを支える前後の軸受部を受けている部分の構造体がフレームで、フレームとフレームを連結している同筒形のダクト状の部品をケーシングと普通は呼んでいる。

ケーシング又はフレームは、使われている場所や役割で材質、構造が大きく異なる。

材質ではアルミやマグネシウムのような軽合金から、チタン合金、ステンレス鋼、耐熱合金と使用範囲が広い。また構造では一体の鋳造品、鍛造品、それらの組合せ、鍛造リングと板材との組合せ、なかにはハニカム構造物など多様である。

従って加工方法も機械加工、塑性加工、溶接、拡散接合、電解加工、放電加工、またそれぞれについての方法は非常に多種にわたっている。

エンジンの前部の空気取入口部のフレームは一般には温度が低温であるため、軽量のアルミ合金やマグネシウム合金が使われることが多い。エンジンの前部支点にもなるため剛性も必要となるので、1体の鋳造品で作られるものが大部分と言



第6図 前部フレーム

ってよい。この場合の機械加工は、前部のベアリングと、補機駆動やスタートの動力を伝える歯車が入るため内側部分は非常に高精度を要する。外側部はエンジン支持金具のマウントや、種々の配管などの支点になるため複雑な加工が必要となるのでマシニングセンター(数値制御の複合加工機)で自動加工によるものが殆んどである。

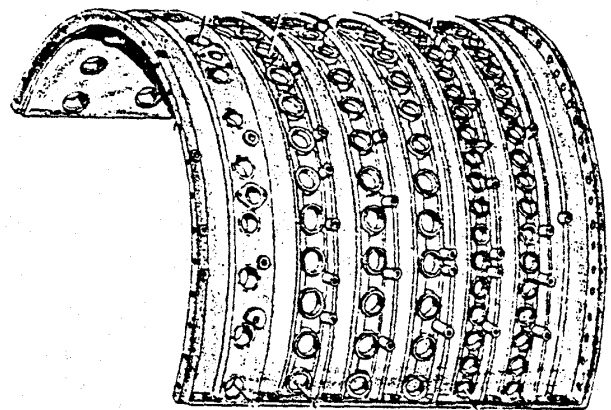
しかし、最近の旅客機については大部分は推進効率を高めるためファンエンジンであるので、前部にフレームがなくファンの外周部が直径の大きいファンケーシングになっていて、後部のインタメディエートケーシング(フレーム)に連結する方式になっている。このファンケーシングは前部

に支えるフレームがないため、ケーシングであるが比較的剛性を必要とするし、大型のファン動翼の万一破損した場合の防護壁ともなっているため、強度が高く、且つ軽いチタニウム合金が使われることが多い。しかもその内壁部はファンの騒音を防止するためハニカム吸音板が接着されている。このケーシングは、エンジン部品として最も大型となるので加工機械もエンジン加工機としては最も大型の旋盤や転削盤で加工される。素材はロールミル方式でリング状に鍛造されたものが使われる。機種によってはファンが数段にわたるものがあるが、この場合ファンの静翼を支えるための翼孔を電解加工で加工するものもある。この場合、非常に大型の電解加工機が使われている。

ファンから後方に空気を送るためのケーシングはファンダクトまたは、バイパスダクトと呼んでいるが、これは普通はチタンの同筒状の板のダクトと前後のフランジを溶接して作られる比較的単純な形状のものであるが、高出力のエンジンでは騒音防止のためダクト全体がハニカム構造になっていて防音と剛性をもたせて、ここでエンジンを支えているものもある。ハニカム構造板（チタン合金）を円筒状に成形（これは炉中でクリープフォームといってカマボコ状の治具の上に乗せて重量で成型する方法がとられる）したものをフランジ材と電子ビーム溶接で結合する。このハニカムは拡散接合で外筒板、内筒板と結合して作る場合もある。これは剛性高く、軽量ではあるが加工コストは比較的大きい。

ファンエンジンの場合ファン部と高圧圧縮機の間接の構造をなすフレームをインターメディエートケーシングと呼んでいる。一般的にはここでエンジンの支持台や補機の歯車箱が取付けられるので、最も剛性が高くしかも軽量とするためにチタニウム合金の一体鋳造品の内部ケーシングと外側のファンケースを支える外筒リングを、ストラット（翼形状をした柱状の構造体）を溶接や機械的な結合で一体としたものである。ファンエンジンでは前部フレームがないためにここで駆動用歯車が内蔵されるために、高精度でしかも非常に大型部品の加工となり、更に材料がチタニウムで加工性が良くないこともあり、加工困難の部品の一つである。

高圧圧縮機の外側のケーシングは、整備上2分割、まれには4分割になっていて、前後のフランジの他に水平フランジがあって上下のケースを結合するようになっている。圧縮機のケーシングには静翼を取付ける溝や、可変角度静翼の場合はその回転軸孔が多数加工される。この精度は圧縮機の効率に影響するので、高精度の加工が必要となる。特別に設計された専用の軸孔加工機が使われる場合もある。1体の鍛造品から外側のボスや水



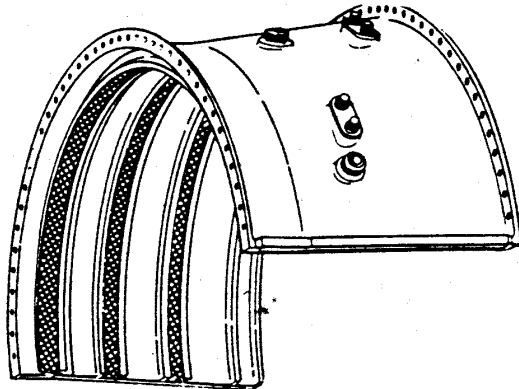
第7図 圧縮機ケーシング

平フランジが、NC加工や倣加工で削り出すといった方法がとられる場合が多く、非常に加工に時間がかかるものである。溶接でフランジを付ける場合もあるが、これは溶接変形を最小にすることが非常に大切で、もし運転中溶接歪みが出たりすると、動翼の先端がケーシングに当たり、大きな不具合を発生することがある。

燃焼器の前部のフレームはディフューザーケースと呼ばれ、燃焼器の内外筒と、圧縮機の出口案内翼とが1体になったものが多い。このケースは使用温度も高く、翼が組込まれるため複雑な構造である上に、耐熱合金が使われることが多いので加工は困難であるが、回転部分がないため、加工精度は他のケーシングに較べて低い。従って複雑な構造であるため鋳造品が使われることもある。

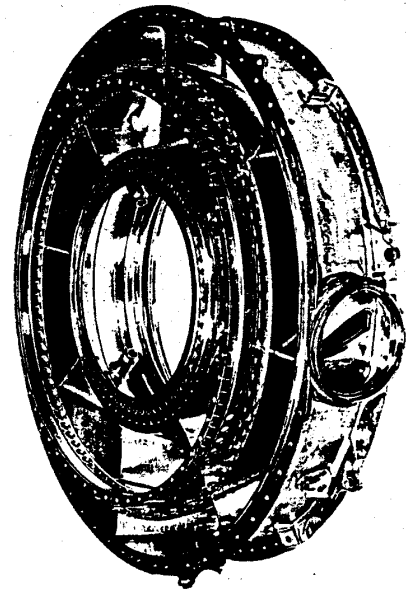
タービンケーシングは形状は圧縮機ケーシングと比較的類似しているが、圧縮機にくらべて翼の段数が少ないので長さは短い有利はあるが材料が耐熱合金が使われるため、難削加工で且つ高精度加工を要求される部品である。特にノズルペーンを取付ける内側の溝加工は、困難を極める加工の

1つである。



第8図 タービンケーシング

後方でタービン後部の軸受部を支えるフレームはエキゾーストフレーム、又はタービンフレームと呼ばれる。この部品も回転部がないので外周部の精度は比較的低い、内筒部はベアリング支持部となるため高精度が要求される。一般にこの部品は板金成形品とフランジ材を溶接によって結合して加工される。ここでは耐熱合金の塑性加工（内筒と外筒を支えるストラットの翼形成形）や、その溶接が、高い技術を要する。特に溶接部が多いので、変形を起し易いので、その溶接治具の構造がきめ手となる。溶接は単純な溶接でないため、電子ビーム溶接などが殆んど利用出来ない、手溶接で組付けられるので、溶接作業員の技術が最も重要なかぎとなる。ストラットと外筒、内筒



第9図 タービンフレーム

を結ぶ位置の立上りを電解加工で成形する場合もあり、また局部的に鋳造品にして外筒に溶接し、それとストラットを更に溶接する場合など、様々な構造のものがある。

ケーシングの加工は比較的大型であるにもかかわらず、ローターの先端と接する部品があったり軸受部分や歯車箱になっていたりして高精度が要求され、しかも溶接構造で薄肉であること、材料が耐熱合金とかチタニウム合金といった難削材であることなどあって、種々な加工方法の集大成的な所であると言えよう。

10. 大型ガスタービン用ケーシングの製造技術

㈱ 日立製作所 国 広 昌 嗣

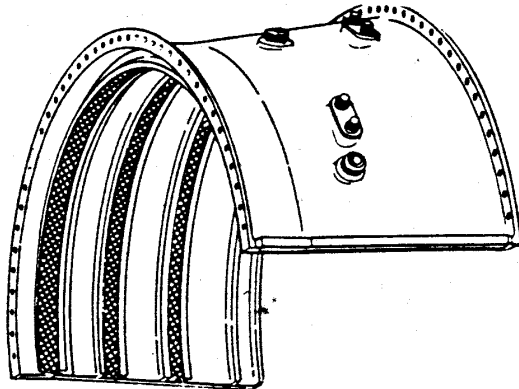
ガスタービンケーシングは、回転運動を行なうローターを支える重要な構造物であるとともに、高温・高圧の作動流体ならびに冷却空気等の流路を構成する重要なガスタービン部品であり、複雑な温度・外力の作用下に使用されるため、その製作にあたっては細心の注意を必要とする。

図1に大型ガスタービンの一例として、日立GEタイプMS 9001 E型ガスタービンの断面図を

示すが、この例においては、主要なケーシングとして、圧縮機入口ケーシング、圧縮機中間前ケーシング、圧縮機中間後ケーシング、圧縮機吐出ケーシング、燃焼器ラップ、タービンケーシング、排気ケーシング、排気ディフューザの8ケーシングの他に、軸受ハウジング、インナーバーレル等の中・小物品がある。

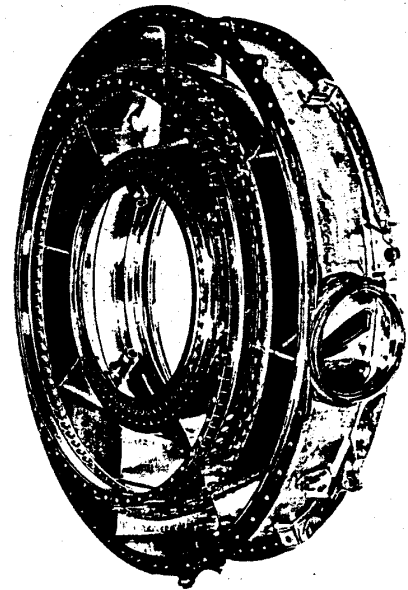
一般に、ガスタービンは作動流体が高温の燃焼

1つである。



第8図 タービンケーシング

後方でタービン後部の軸受部を支えるフレームはエキゾーストフレーム、又はタービンフレームと呼ばれる。この部品も回転部がないので外周部の精度は比較的低い、内筒部はベアリング支持部となるため高精度が要求される。一般にこの部品は板金成形品とフランジ材を溶接によって結合して加工される。ここでは耐熱合金の塑性加工（内筒と外筒を支えるストラットの翼形成形）や、その溶接が、高い技術を要する。特に溶接部が多いので、変形を起し易いので、その溶接治具の構造がきめ手となる。溶接は単純な溶接でないため、電子ビーム溶接などが殆んど利用出来ない、手溶接で組付けられるので、溶接作業員の技術が最も重要なかぎとなる。ストラットと外筒、内筒



第9図 タービンフレーム

を結ぶ位置の立上りを電解加工で成形する場合もあり、また局部的に鋳造品にして外筒に溶接し、それとストラットを更に溶接する場合など、様々な構造のものがある。

ケーシングの加工は比較的大型であるにもかかわらず、ローターの先端と接する部品があったり軸受部分や歯車箱になっていたりして高精度が要求され、しかも溶接構造で薄肉であること、材料が耐熱合金とかチタニウム合金といった難削材であることなどあって、種々な加工方法の集大成的な所であると言えよう。

10. 大型ガスタービン用ケーシングの製造技術

㈱ 日立製作所 国 広 昌 嗣

ガスタービンケーシングは、回転運動を行なうローターを支える重要な構造物であるとともに、高温・高圧の作動流体ならびに冷却空気等の流路を構成する重要なガスタービン部品であり、複雑な温度・外力の作用下に使用されるため、その製作にあたっては細心の注意を必要とする。

図1に大型ガスタービンの一例として、日立GEタイプMS 9001 E型ガスタービンの断面図を

示すが、この例においては、主要なケーシングとして、圧縮機入口ケーシング、圧縮機中間前ケーシング、圧縮機中間後ケーシング、圧縮機吐出ケーシング、燃焼器ラップ、タービンケーシング、排気ケーシング、排気ディフューザの8ケーシングの他に、軸受ハウジング、インナーバーレル等の中・小物品がある。

一般に、ガスタービンは作動流体が高温の燃焼

ガスであることに加え、急速起動・停止が可能であることが大きな特徴となっており、そのため、ケーシングにかかる熱負荷が大きく、しかもその時間的変化率も大である。したがってガスタービン用ケーシングは、熱応力の軽減のために、その径・長さ等の寸法に比較して肉厚は比較的薄くなっているのが一般的であり、ガスタービン用ケーシングの製作にあたっては、特にこの点に留意する必要がある。特に、ガスタービンが大型化するに伴って、この傾向が顕著になるため、一層注意を払うようにしなければならない。

先に述べたように、ガスタービン用ケーシングにおいては、熱負荷が大きく、その時間的変化率も大であるため、熱的サイクルに対して寸法安定性の優れている鋳物を使用することが多い。特に

図1の断面図に示す、圧縮機中間前ケーシング、圧縮機中間後ケーシング、圧縮機吐出ケーシング、タービンケーシングのように、直接または間接に回転体と接するケーシングにおいては、その傾向が強い。逆に、排気ディフューザのごとく、特に回転体と接する部分もなく、機械加工もほとんど必要としないケーシングにおいては、溶接構造物として、工程の短縮・加工費の低減をはかることが多い。しかしながら、ガスタービンが大型化するに伴って、ケーシングを鋳物で製作することが飛躍的に難しくなってくるため、冷却法等の設計上の考慮を払うことにより、鋼板溶接構造のケーシングを使用する例も多くなっている。

10-1. 鋳物ケーシング ガスタービン用ケーシングとして鋳物を用いる場合に、特に留意し

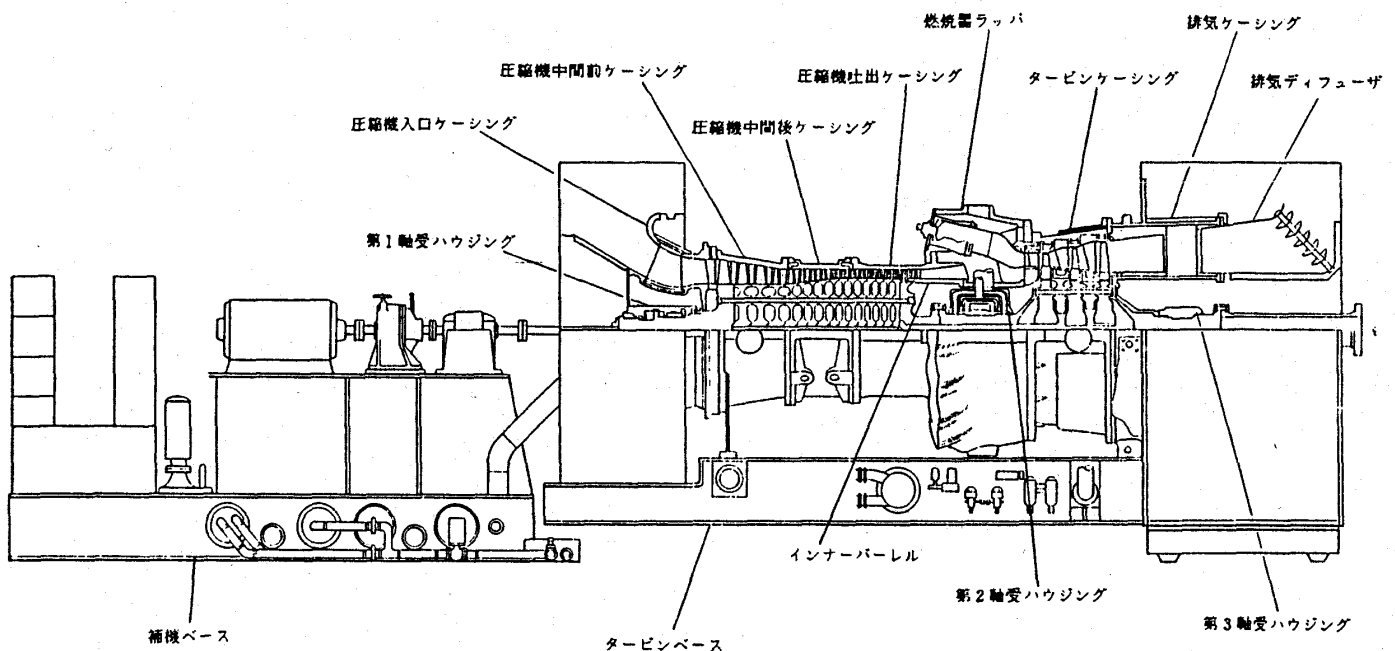


図1. 日立-GEタイプMS 9001E型ガスタービン断面図

なければならないのは、どのようにして鋳造を行うか、その手順・手段、すなわち鋳造法案を厳密に確立し、それを遵守することである。

図1の断面図に示すように、ガスタービン用ケーシングは形状複雑なものが多く、しかも先に述べたごとく、その大きさに比して薄肉である場合が多いため、注湯法、湯流れ、堰の位置・形状、押湯の位置・形状、肉厚急変部の処置等全ての鋳造作業について、万全なる検討を行い、場合によっては試鋳を行う等の手段により、鋳造法案を確立しておく必要がある。また、ケーシング材料と

して鋳鋼を用いる場合には、鋳鉄に比して湯流れが悪くなるため、それなりの工夫が必要である。しかしながら、鋳造技術については、ノウハウ、経験、実績等に頼る面も多く、一旦確立した製造プロセスについては、基本的にそれを“凍結”し維持していく必要があり、変更する場合には、細心かつ十分な検討を要する。

以上述べてきたことは、鋳物ケーシングに対する一般的な事柄であるが、以下に特定のケーシングに対する留意点を2、3述べることにしたい。(以下に述べる各ケーシングの名称については、

図1を参照のこと。)

圧縮機入口ケーシングは、圧縮機へ流入する空気を滑らかに、かつ均一に導入するためのケーシングであり、そのため、複雑なベルマウス状となっている。従って、注湯時の湯回りに十分留意し、鑄造欠陥を最小に抑える工夫をするとともに、空気流路となる内側の鑄放し面については、面粗さが滑らかになるように鑄造法案に考慮を払い、かつ作業の管理を行わねばならない。また、この圧縮機入口ケーシングにおいては、外筒と内筒とをつなぐストラットが鑄込まれるため、鑄ぐるみ部の密着度に留意する必要がある。

圧縮機吐出ケーシングにおいては、圧縮機後段部分を収納する円筒部分、圧縮機出口のディフューザ部分ならびにタービンケーシングとの接続部であるストラット部分等、機能・形状の大巾に異なる部分が一体のケーシングとなっているため、形状の変化が激しく、また肉厚の変化も大きい。したがって形状変化部の接続曲線、冷し金の配置等について独特の工夫を施す必要がある。

タービンケーシングは、各ケーシングのうちでも特に高温となるケーシングであり、ほとんどの場合において冷却が必要となる。このため、タービンケーシングにおいては、様々な形状の多数の冷却穴が設けられるが、機械加工の不可能な場合が多いこと、或いは機械加工が可能であっても、高度な技術を要し加工費も高くなるため、鑄抜穴とするのが一般的である。この鑄抜穴は図1に示すように、その長さが比較的長くなるため、中子の過熱・移動を起しやすく、その冷却法、支持法についても十分なる検討が必要である。また当然のことながら、この鑄抜穴の周囲には肉厚の急変部が多くなるため、湯回りについても考慮を払う必要がある。

鑄物ケーシングについては、鑄込完了後、放射線探傷検査、磁気探傷検査、液体浸透探傷検査等の手法により、内部ならびに表面欠陥の有無、欠陥がある場合には、その程度について、詳細に検査を行わねばならない。磁気探傷検査ならびに液体浸透探傷検査については、大型・小型を問わず、ほぼ共通の設備を使用できるため、特に問題はないが、放射線探傷検査については、ケーシングが大型になるにしたがって、超大型の放射線探傷装

置が必要となり、巨額の設備投資を要する。このため、放射線探傷検査のかわりに超音波探傷検査を採用する場合もあるが、鑄物材質によっては有効でないこともあるので、十分、事前計画を検討しておく必要がある。ガスタービン用ケーシングの場合、その垂直ならびに水平フランジ部、吊手部、ストラット部等が、構造的に重要な部分であり、かつ肉厚変化の大きい部分であるため、特に入念に内部・表面欠陥を探傷する必要があるとともに、その品質管理規準を厳しく設定する必要がある。

以上述べてきたように、大型ガスタービン用ケーシングを鑄物にて製作する場合、その鑄造における技術的な難かしさも解決せねばならない課題の一つではあるが、その完成品段階における検査を如何に効率よくかつ低コストにて行うかが大きな課題である。そのために、先に述べた如く、一旦確立した鑄造プロセスを“凍結”し、品質レベルを維持できることが実績的に確認された段階において、放射線探傷による内部欠陥検査をフランジ部、吊手部等の重要部に限定するとか、或いは放射線探傷検査自体を抜き取り方式にて行う等の手法により、合理化をはかることが必要となってくる。ただし、この合理化は鑄物の品質レベルが維持される範囲内で適用しなければならないことは、言うまでもないことである。

10-2. 溶接構造ケーシング 先に述べたごとく、ガスタービンが大型になるに従って、ケーシング自体も大型になるにもかかわらず、その形状の複雑さ、肉厚の薄さ等の特徴はそのまま維持されることが多く、鑄物にて製作することの技術的困難さが飛躍的に増してくる。このような場合、鋼板の溶接構造物によりケーシングを製作するケースも増加してきているが、前述のように、鋼板は鑄物に比較して、長期間使用後の寸法安定性に劣ることが多いので、冷却法の改善等、設計的に考慮を払わねばならない点が多くなる。溶接構造ケーシングの場合、最近の溶接技術によれば、高品質の溶接接手を得ることには、何ら問題はなく、したがって溶接接手部に対する検査についても、合理化をはかることが比較的簡単であり、鑄物ケーシングに比してコストダウンをはかれる余地が大きい。しかしながら、鑄物ケーシングの場合に

は、一旦そのプロセスが確立してしまえば、製作コスト自体は大巾に低減される可能性があるのに対して、溶接構造ケーシングは、製作コスト自体を低減しにくいという難点を有する。したがって、溶接構造ケーシングにおいては、溶接線長の削減、溶接開先の合理化等をはかるとともに、自動溶接機の採用等により、溶接作業コストの低減をはかることが重要である。

図1に示す大型ガスタービンの例においては、排気ディフューザならびに排気ケーシングが溶接構造物となっている。これらのケーシングは、その使用条件が比較的高温であること、回転体と接する部分がなくその要求される寸法精度が比較的ラフであること等の理由により、溶接構造のケーシングが採用されている。しかしながら、排気ケーシング内側のコーン部ならびに排気ディフューザは、高温ガスに直接接する部分であり、しかもその内圧は大気圧に近いので、薄いステンレス鋼板より構成されているので、その溶接作業には十分注意する必要がある。すなわち、薄板のステンレス材の溶接においては、変形、歪、波打ち等が生じやすく、溶接時の入熱密度を極力抑えるようにはかるとともに、場合によっては拘束雇の採用等、作業法に注意を払うことが肝要である。なお参考として排気ディフューザの製作過程における状況を図2に示す。

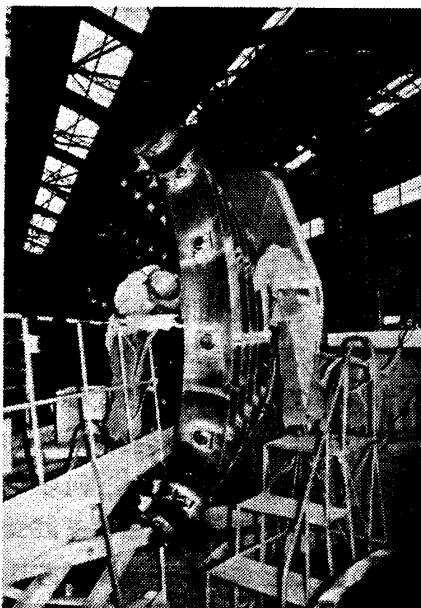


図2. 排気ディフューザの製作

10-3. ケーシングの機械加工 ガスタービン用ケーシングの機械加工においては、特に技術的に難しい点はないが、鋼板の溶接構造ケーシングは、鋳物ケーシングに比べ被削性が多少悪いため、刃物の選定、切削条件等について、最適条件を見極める必要がある。また、特に形状複雑で、かつシュラウドの位置決め用穴、タービン翼目視

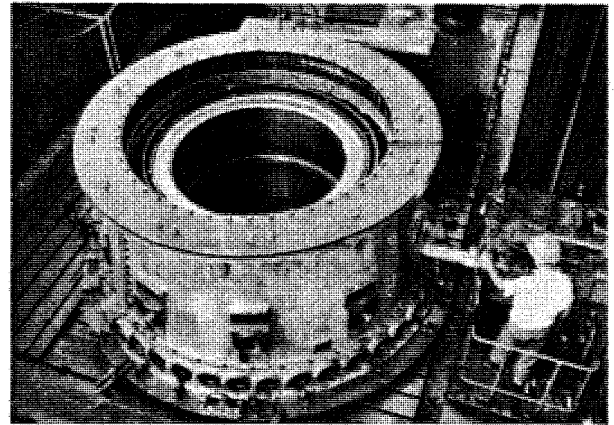


図3. タービンケーシングの機械加工

点検のためのボアスコープ用穴等、形状の異なる多数の穴を穿孔しなければならないタービンケーシングについては、マシニングセンタ、または、NC機の採用等により、同一段取で能率よくかつ正確に、穿孔する工夫が必要である。図3にタービンケーシングの機械加工の状況を示す。

先に述べたように、ガスタービン用ケーシングの機械加工においては、特に技術的に難しい点はないものの、形状複雑なため種々多様な加工面が存在する。そのため、同一段取で可能な限り多数の面を加工する等、機械加工の段取に注意を払うことが、最も肝要となってくる。

11. 大型ガスタービンの組立と試験

(株) 日立製作所 国 広 昌 嗣

11-1. 大型ガスタービンの組立 ガスタービン本体の組立にあたっては、まずケーシング相互の位置を適確に、かつ正確に設定することが肝要である。このケーシング相互の位置決めの方法には通常2種類の方法があり、1つは内径基準にて設定する方法であり、他の1つは外径基準にて設定する方法である。ここでは便宜的に、前者を内径基準法、後者を外径基準法と呼ぶことにする。

内径基準法とは、まず1個のケーシングを垂直に定盤上に設定し、次にその後流側のケーシングを垂直に積み重ね、既に加工済の内径加工面相互の振れが許容値内に入るように調整し、調整完了後、ダウエルピンにて固定する方法である。この方法を次々と各ケーシングに適用していくことに

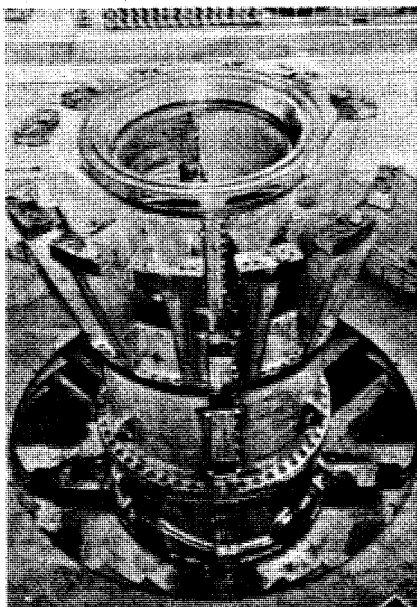


図1. ケーシングアライメント作業

より、ケーシング全体としての相互の正確な位置決めを行うことができる。この内径基準法によるケーシング相互の位置決めは、前・後の各ケーシング毎に行うこともできるが、組み立てたケーシングの全長をカバーできる垂直の基準柱(以下、

メイポールと呼ぶ)を定盤上に正確に設定しておくことにより、能率よくケーシングアライメント作業を行うことができる。図1はこのような方法によりケーシングアライメント作業を行っている状況を示すものである。図1よりわかるように、一般にこの種のケーシングアライメント作業は、ケーシングを垂直に積み重ねて行われるため、“パーティカル・アライメント”と呼ばれることもある。

これに対して、外径基準法とは、相接するケーシング相互の垂直フランジ部外径に、内径加工面と同芯の機械加工面を、ある一定の巾にわたって設け、この外径機械加工面の相互の振れを許容値内におさめることによって、ケーシング相互の位置決めを行うものである。勿論、この場合においても、位置決め完了後、ダウエルピンにより相互のケーシングを固定することは言うまでもない。

以上述べてきたことよりわかるように、前者の内径基準法の場合には、垂直に固定したケーシング内面の機械加工面の振れをみるために、定盤上に正確に設置したメイポールのような特殊設備が必要であるのに対し、外径基準法の場合には、上記のような特殊設備は不要であるものの、各ケーシングの垂直フランジ外周面の機械加工が必要となり、それぞれに一長一短がある。どちらの方法を採用するかは、各々の工場設備ならびに生産規模を慎重に勘案して決定すべきである。

このようにして、各ケーシング相互の位置決めを行い、ケーシング全体のアライメントが完了した後、次にケーシング全体を横転し、上半ならびに下半に分解し、軸受位置の設定およびロータ位置の設定を行なう。この作業はケーシングを水平位置に設定して行うため、前記の“パーティカル・アライメント”に対し、“水平・アライメント”と呼ばれることもある。

軸受位置の設定にあたっては、水平に設置されたケーシング全体の組立品を、上半ならびに下半

に分解し、軸受ハウジングをケーシング下半の所定の位置に組み込んだ後、再度ケーシング上半を組み立てる。その後、ケーシング中心にピアノ線を設定し、これを基準として、軸受ハウジングとケーシングとの相対位置が所定の関係になるように、軸受ハウジングの位置を調整する。図2はこの作業状況を示すものである。この軸受ハウジングの設定作業は、煩雑な作業ではあるものの、大型ガスタービンにとっては、特に重要な作業であり、省略する場合には、それなりの実績データの積み上げが必要となる。

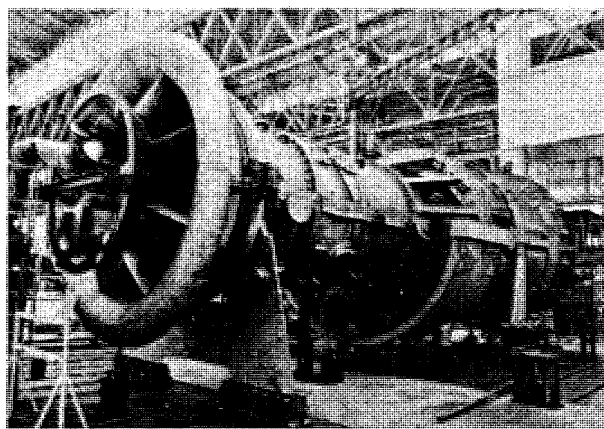


図2. ピアノ線アライメント作業

上記軸受ハウジングの設定完了後、再度ケーシングの上半を分解し、ケーシング下半中にロータを設定する。図3はこのロータ設定作業を示すものである。ロータをケーシング下半に設定した後は、各翼端とケーシング間のギャップならびに軸方向のクリアランスの調整を行うこととなる。通常、軸方向のクリアランスの調整は、適当な厚さのシムを挿入することにより行われることが多いが、ガスタービンの構造によっては、軸方向クリアランスの調整が翼端とケーシング間のギャップの値に影響を与えることもあるため、両者の値に与える影響を総合的に判断して、シム厚さを決定することが肝要である。翼端とケーシング間のギャップについては、各段、各翼について、ケーシングとのギャップを測定・確認するのが理想ではあるが、現実的には不可能な場合も多いため、代表的な翼について測定・確認を行うのが通例である。この場合、翼先端振れの最大なもの（ハイス

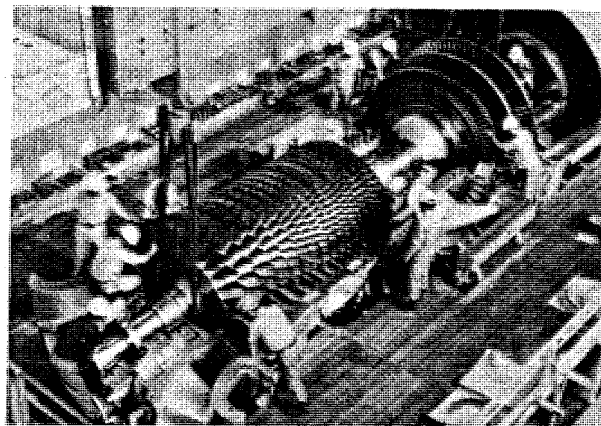


図3. ロータ設定作業

ポット翼)がわかっているならば、その翼とケーシングとのギャップ確認も、あわせて実施するのがよい。なお、この作業時に特に注意を払わねばならないのは、ケーシングの自然たわみ、ならびにロータ荷重によるケーシングたわみの影響を、極力排除するようにすることである。先に述べたように、ガスタービンにおいては、ケーシングに加えられる熱負荷が大きく、またその時間的変化率も大きいいため、ケーシングは比較的薄肉になっており、大型ガスタービンになればなる程、その傾向は強くなる。このため、大型ガスタービンにおいては、ケーシングの剛性も比較的弱く、特にロータ位置決めの際に、ケーシングを半割りにした場合には、その剛性は更に弱くなり、ケーシングの自然たわみならびにロータ荷重によるたわみの影響が、ケーシングと翼とのギャップ値に対して無視できなくなる量となる。したがってこのケーシングの自然たわみならびにロータ荷重によるケーシングのたわみ量を補正する必要が生じてくる。通常、このような場合に最も簡便な方法は、各ケーシング下部をジャッキングすることにより、ケーシングのたわみを補正することである。但し、ジャッキングの強さについては、慎重に考慮を払わなければならない。いずれにしても、この種の作業には、解析計算等の手段では解明しきれない要素がつかまとうため、データの集積による傾向の把握・分析が必要となってくる。

以上の作業ステップ終了後、ケーシング上半を組み立てることにより、ガスタービン本体の組立がほぼ完了したことになる。ただし、ケーシング

上半を組み立てた段階において、ロータを回転させて、翼端とケーシングとのギャップを測定し、全てが正しく組み立てられているか、確認することが必要である。

11-2. 大型ガスタービンの試験 大型ガスタービンに限らず、全てのガスタービンにおいて通常下記のような項目について工場試験を実施しその品質を確認する。

1. 保安装置試験
2. 回転試験
3. 性能試験

保安装置試験は、ガスタービンの安全な運転を確保するために設けられている様々な保安装置、例えば、潤滑油圧力・温度、過速度、火災の有無等の監視装置が正常に機能するか否かをチェックするものである。これらの保安装置試験は、現地における場合と全く同じ条件で、テストすることが最も望ましいことであるが、現実的には不可能な場合も多い。そのような場合には、電気的なシミュレーション等の手段も用いて、全ての保安装置の確認をしておく必要がある。

回転試験は、実際にガスタービンの運転を行ない、運転が不都合なく円滑になされることを確認するためのものである。通常、回転試験において確認しなければならない項目は、振動、潤滑油の圧力・温度、各機器の作動状態等である。

性能試験は、ガスタービンが計画通りの性能を有しているか否かをチェックするものであり、全負荷までの試験を行うのが理想である。しかしながら全負荷までの試験には、膨大な試験設備と巨額の費用を要するため、現実には不可能であることが多い。したがって、通常の場合には、定格速度・無負荷までの運転により、ガスタービンの性能をチェックするのが一般的であり、この場合には、ガスタービン全体としての性能をチェックするのではなく、圧縮機部分の性能（風量、圧縮機効率、圧縮比等）をチェックするのが主目的となる。

冒頭にも述べたごとく、上記の試験項目は、大形、小形というようなガスタービンサイズには関係しない一般的な共通事項であるが、大形ガスタービンの試験において、大形なるが故に問題となるのは、その試験設備である。ガスタービンが大

形になるに従って、当然のことながら、その吸排気設備をはじめ、燃料設備等が膨大なものとなるため、それらの試験設備の設置・運用等について最大限の工夫を払わなければならない。その種の工夫の一つとして、次に述べるようにガスタービン本体部分と補機部分とを別々に試験することが挙げられる。

すなわち、ガスタービンは通常、運搬・据付に便利のように、ガスタービン本体ならびにその補機が一体のベース上に組み込まれるパッケージ型の体裁をとるが、ガスタービンが大形になるにしたがって、構造上あるいは輸送上の理由により、本体部分と補機部分とに分離された形をとることが多い。ここで、ガスタービンの本体部分は、一般にモデルシリーズ化されており、用途に応じて変化する部分はほとんどない。これに対して、その補機部分は、使用燃料、起動装置の種類、潤滑油の冷却方法等、アプリケーションの如何によって大巾に変化する要素を多数かかえている。しかしながら、工場試験においては、燃料設備、冷却水設備、電源等の関係により、納入ユニットと全く同一の補機仕様で試験を行える可能性はほとんどなく、またあったとしても、その度に試験設備の改造を行うのは、現実的な処置ではない。さらに、補機部分は構成部品数も多く、その種類も様々であるため、不具合・手直しの必要となる確率が多く、その度に本体部分の試験を中断せねばならなくなることは、非常な損失である。このような問題を解決するため、工事試験設備としての補機部分とガスタービン本体とを組合わせて、工場

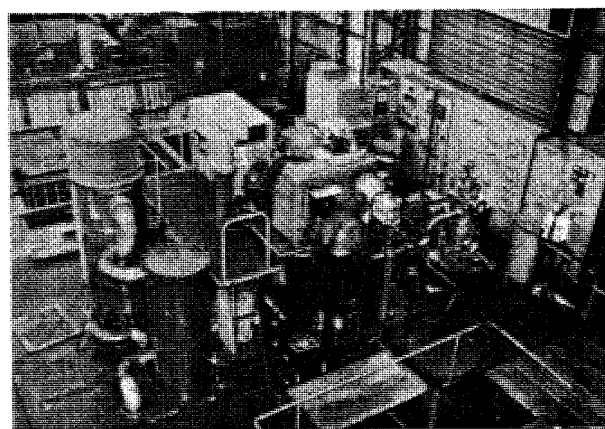


図4. 大型ガスタービンの補機部分単独試験

試験を行ない、納入ユニットとしての補機部分については、別途単独にて試験を実施する方法を採用することがある。このような方法を採用する場合には、試験設備としての初期投資は大となるものの、本体部分と補機部分との製作・試験工程の分離が可能となり、工程的にフレキシビリティが生じるとともに、能率向上がはかれる。一方、上記の試験要領の変形として、複数台の同一仕様ユニットを製作する場合には、ある特定の一台の補

機部分を仮に工場試験設備として使用し、複数の本体部分と組み合わせて工場試験を完了させることも考えられ、この場合は初期投資の削減をはかることが可能となる。図4はこのような手法にて実施された補機部分の工場試験状況を示す。

いずれにしても、大型ガスタービンの工場試験においては、試験設備および試験要領の適正化・合理化をはかることが最も重要である。

12. 日本国有鉄道 141MW 複合発電設備の運転状況

日本国有鉄道 上 田 宏

1. はじめに

国鉄は現在、2万余キロの営業キロを有しており、そのうちの約42%が電化されている。電化は省エネルギーの観点から、主に幹線系を中心に逐次進められてきている。

ところで、国鉄で使用する総電力量は年間100億kwhを超えており、その80%以上が運転用電力である。しかも、その使用は地域的に偏在しており、いわゆる首都圏、関西圏の国電区間が圧倒的に多い。

当発電所は、この首都圏の運転用電力を確保すべく、昭和5年に建設された火力発電所であり、遅れて昭和14年に運転開始した信濃川水系の2水力発電所と相俟って、首都圏全域をカバーする自営電力網を形成している。

当発電所の認可出力は、4基、419MWであり、その内、当複合発電設備は、141MWとなっている。

因みに、上記の水・火3発電所で全国鉄使用電力量の約1/4を供給している。

2. 複合サイクルプラントの概要

当プラントは、増加する電力需要に対処する為昭和48年以降休止していた60MW石炭重油混焼汽力設備を撤去し、その跡地を利用して新設され、昭和56年4月に営業運転を開始した。

建設に際し、ガスタービン・コンバインドサイクル発電方式を採用することとした主な理由は以

下のようなものである。

イ) 毎日の起動・停止が容易で、かつ起動・停止時間が短い。

当然のことながら、電鉄運転用電力需要は列車ダイヤと密接な関係にあり、朝夕のラッシュ時間帯に最大、夜間に最低という日負荷パターンを有している。それに応じて、当発電所の4基のプラントは、毎日起動・停止を繰り返している。

この点から、コンバインドシステムの速応性は望まれるところであり、当プラントの起動から全負荷までの所要時間が60分以内(ホットスタート時)という特質は極めて有効である。

ロ) 熱効率が低い。

発電端熱効率は、実運用で38.4%(H. H. V)が実現され、これは汽力発電設備の1000MW級に匹敵するものである。

ハ) 環境保全対策が容易である。

当発電所は神奈川県川崎市の工業地帯に位置しており、大気汚染防止関連の規制は大変厳しくなっている。そのため、プラントの新・増設に際しては、これら規制を満足し得ることが必須でありかつ、経済的であることが要求される。

当プラントでは、ガスタービンへの水噴射、及び排ガスボイラ内の排煙脱硝装置により、窒素酸化物(NO_x)排出量の低減を図ると共に、灯油焚とすることにより、硫黄酸化物(SO_x)排出量を低減している。

試験を行ない、納入ユニットとしての補機部分については、別途単独にて試験を実施する方法を採用することがある。このような方法を採用する場合には、試験設備としての初期投資は大となるものの、本体部分と補機部分との製作・試験工程の分離が可能となり、工程的にフレキシビリティが生じるとともに、能率向上がはかれる。一方、上記の試験要領の変形として、複数台の同一仕様ユニットを製作する場合には、ある特定の一台の補

機部分を仮に工場試験設備として使用し、複数の本体部分と組み合わせて工場試験を完了させることも考えられ、この場合は初期投資の削減をはかることが可能となる。図4はこのような手法にて実施された補機部分の工場試験状況を示す。

いずれにしても、大型ガスタービンの工場試験においては、試験設備および試験要領の適正化・合理化をはかることが最も重要である。

12. 日本国有鉄道 141MW 複合発電設備の運転状況

日本国有鉄道 上 田 宏

1. はじめに

国鉄は現在、2万余キロの営業キロを有しており、そのうちの約42%が電化されている。電化は省エネルギーの観点から、主に幹線系を中心に逐次進められてきている。

ところで、国鉄で使用する総電力量は年間100億kwhを超えており、その80%以上が運転用電力である。しかも、その使用は地域的に偏在しており、いわゆる首都圏、関西圏の国電区間が圧倒的に多い。

当発電所は、この首都圏の運転用電力を確保すべく、昭和5年に建設された火力発電所であり、遅れて昭和14年に運転開始した信濃川水系の2水力発電所と相俟って、首都圏全域をカバーする自営電力網を形成している。

当発電所の認可出力は、4基、419MWであり、その内、当複合発電設備は、141MWとなっている。

因みに、上記の水・火3発電所で全国鉄使用電力量の約1/4を供給している。

2. 複合サイクルプラントの概要

当プラントは、増加する電力需要に対処する為昭和48年以降休止していた60MW石炭重油混焼汽力設備を撤去し、その跡地を利用して新設され、昭和56年4月に営業運転を開始した。

建設に際し、ガスタービン・コンバインドサイクル発電方式を採用することとした主な理由は以

下のようなものである。

イ) 毎日の起動・停止が容易で、かつ起動・停止時間が短い。

当然のことながら、電鉄運転用電力需要は列車ダイヤと密接な関係にあり、朝夕のラッシュ時間帯に最大、夜間に最低という日負荷パターンを有している。それに応じて、当発電所の4基のプラントは、毎日起動・停止を繰り返している。

この点から、コンバインドシステムの速応性は望まれるところであり、当プラントの起動から全負荷までの所要時間が60分以内(ホットスタート時)という特質は極めて有効である。

ロ) 熱効率が低い。

発電端熱効率は、実運用で38.4%(H.H.V)が実現され、これは汽力発電設備の1000MW級に匹敵するものである。

ハ) 環境保全対策が容易である。

当発電所は神奈川県川崎市の工業地帯に位置しており、大気汚染防止関連の規制は大変厳しくなっている。そのため、プラントの新・増設に際しては、これら規制を満足し得ることが必須でありかつ、経済的であることが要求される。

当プラントでは、ガスタービンへの水噴射、及び排ガスボイラ内の排煙脱硝装置により、窒素酸化物(NO_x)排出量の低減を図ると共に、灯油焚とすることにより、硫黄酸化物(SO_x)排出量を低減している。

ガスタービン名称表

番号	名称	概
1	入口ケーシング	
2	圧縮機入口側車室	
3	圧縮機中間側車室	
4	圧縮機出口側車室	
5	圧縮機入口案内翼	
6	圧縮機動翼	
7	圧縮機静翼	
8	圧縮機車軸	
9	圧縮機車軸締結付ボルト	
10	タービン車室	
11	タービン第1段円板	
12	タービン第2段円板	
13	タービン第3段円板	
14	タービン第1段隔板	
15	タービン第2段隔板	
16	タービン第1段噴口	
17	タービン第2段噴口	
18	タービン第3段噴口	
19	タービン第1段動翼	
20	タービン第2段動翼	
21	タービン第3段動翼	
22	タービン車軸	
23	タービン車軸締結付ボルト	
24	燃焼器ラッパ	
25	燃焼器外筒	
26	燃焼器ライナー	
27	燃焼ノズル	
28	点火アラック	
29	トランジションピース	
30	ガスタービン第1軸受	
31	ガスタービン第2軸受	
32	ガスタービン第3軸受	
33	負荷カップリング	
34	排気フレーム	
35	排気ドラム	
36	排気案内板	
37	タービンサポート	

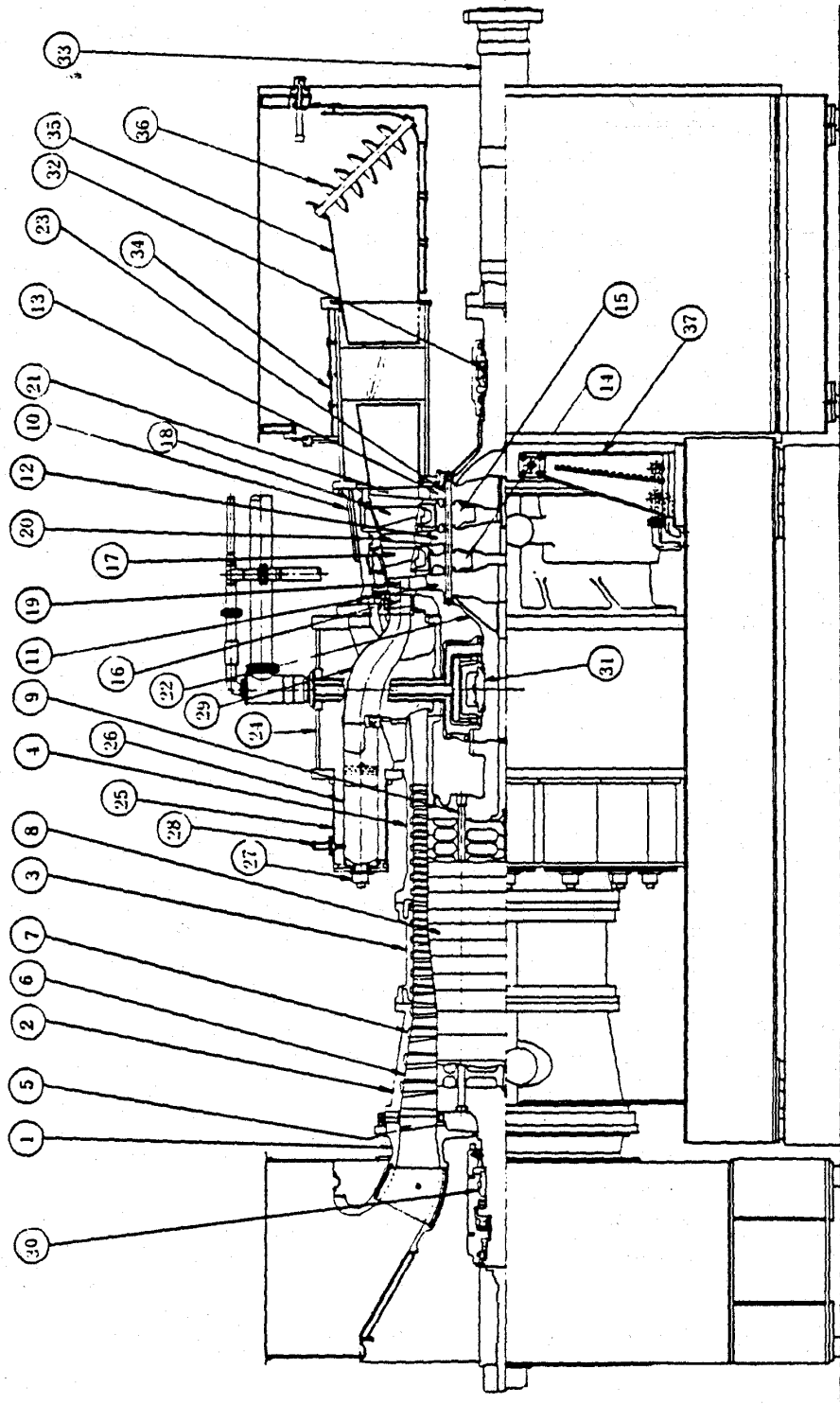


図1. ガスタービン本体断面図

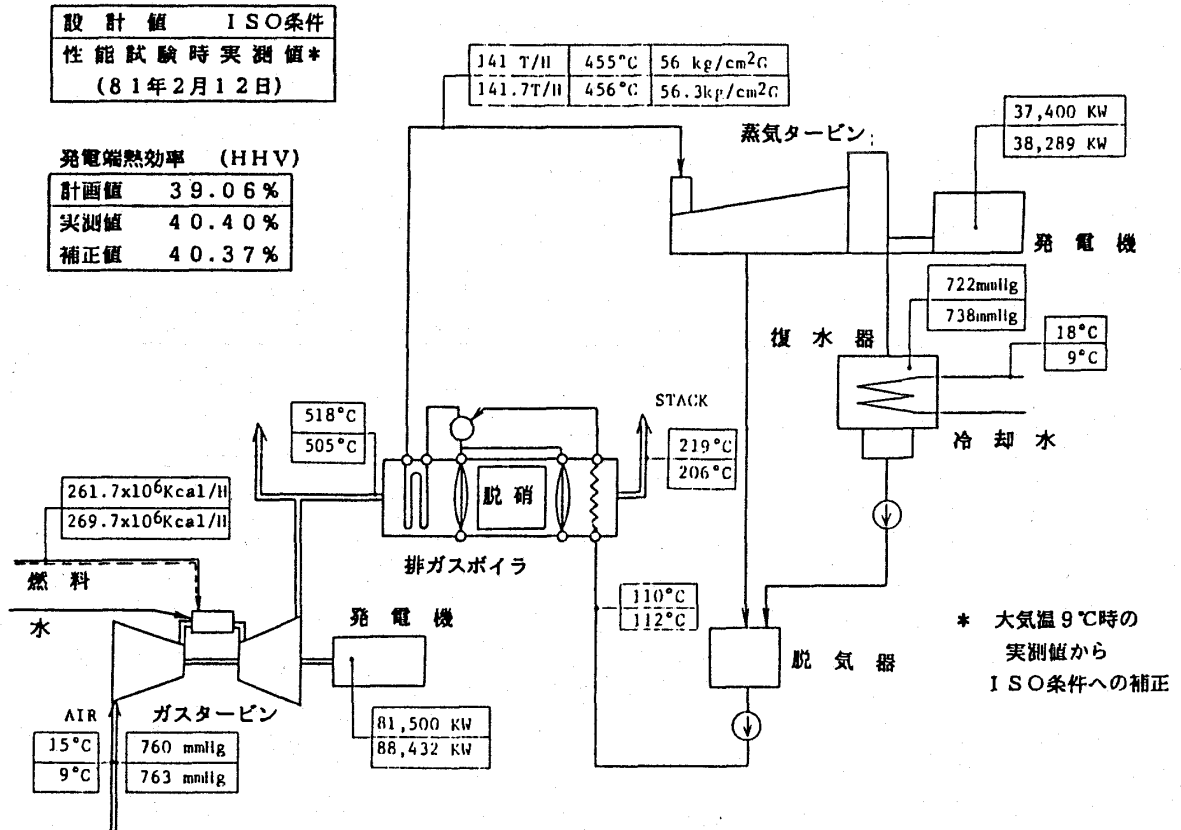


図2. 計画値と性能試験結果の比較

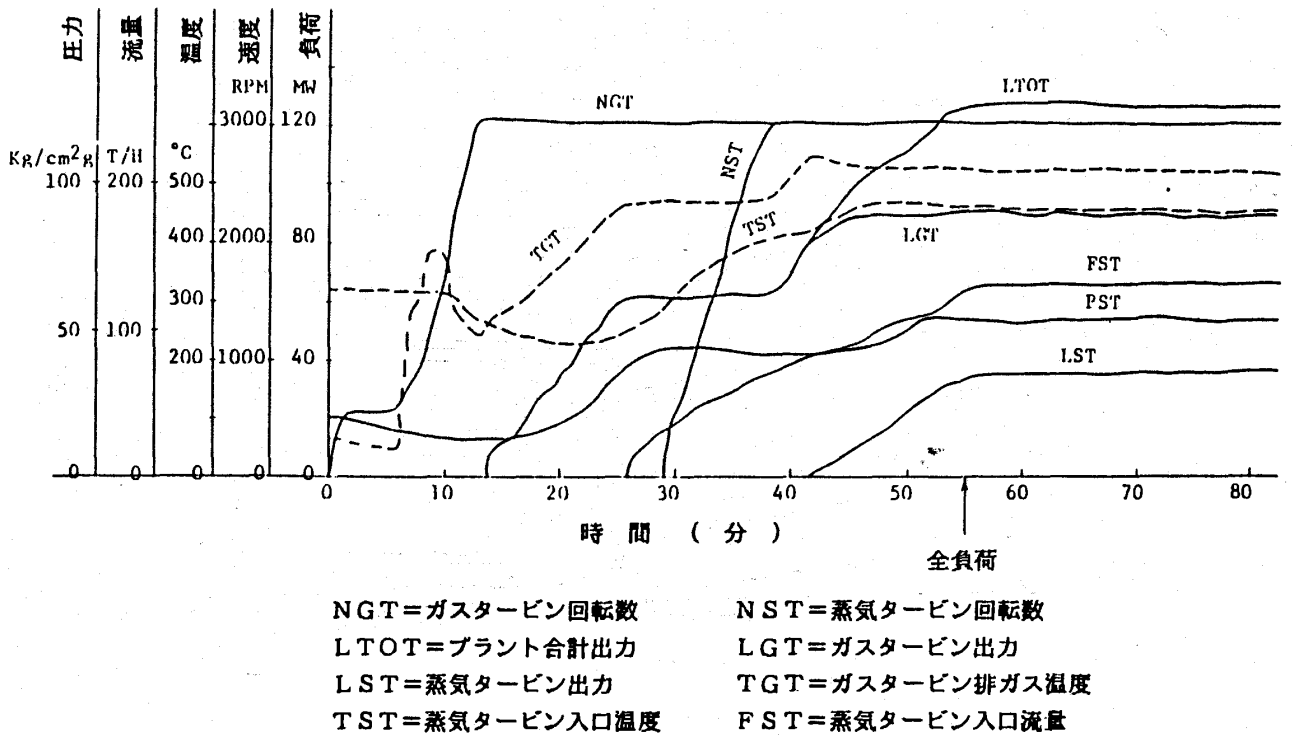


図3. ホットスタート時の典型的起動・負荷曲線

又、騒音に対しては、サイレンサ、防音建屋を設けている。

ニ) 既設設備を利用した容量増大が容易である。コンバインドサイクル発電設備は、構成が単純であり、機器配置に関する制約も少ない。

当プラントは、前述のように汽力設備をリプレイスしたものであり、蒸気タービン建屋、ボイラ建屋、蒸気タービン架台、蒸気タービン発電機、及び冷却水取排水路を再利用している。

なお、当プラントの主要設備は、日立-GE型ガスタービン(MS9001B)1台、バブコック日立製自然循環型単圧非助燃排ガスボイラ1缶、及び日立製非再熱シングルフロー復水タービン1台となっている。

これらの諸元を(表1)、ガスタービンの断面図を(図1)に示す。

3. 運転状況

3-1 試運転

当プラントは、1980年10月

表1. 仕様および性能

ガスタービン定格		ベース
大気温度	℃	15
コンバインドプラント		
型式	—	排熱回収型
発電端出力	KW	118,900
熱効率	%	39.06
ガスタービン		
型式	—	MS9001B
出力	KW	81,500
燃料	—	灯油
排ガス流量	ton/h	1,249
水噴射量	ton/h	12.2
排熱回収ボイラ		
型式	—	自然循環
主蒸気流量	ton/h	141.0
温度	℃	455
圧力	kg/cm ² g	56
最終給水温度	℃	111.0
ボイラ入口ガス温度	℃	518
出口	℃	219
蒸気タービン		
型式	—	復水式
出力	KW	37,400
復水器真空	mm Hg	722.0
冷却水温度	℃	18

より1981年4月2日の運開まで約6ヶ月間の試運転を実施した。この間、起動回数130回、発電時間1094時間を記録する中で、性能試験、起動・停止試験、負荷変動試験、負荷遮断試験等を繰り返した。その結果の一部を(図2)に示す。

試運転を通して、試験結果は計画値を上回るものであり、ほぼ順調に初期の目的を達成したが、1000℃を超える燃焼器の一部に不具合を生じた。その対策については後述する。

ところで、ガスタービン起動から全負荷までの起動時間は、ホットスタートで55分(図3)、ウォームスタートで100分、コールドスタートでは、310分であった。

3-2 営業運転

当プラントは、1981年4月の運開より3年を経過した。この間(1981.4~1984.3)の運転実績として、発電日数は915日、発電時間は13,504時間であり、1日平均14.8時間の運転となっている。また、起動回数は921回を数えており、電鉄用発電設備の特徴とは言え、非常に過酷な使用条件であると言えよう。

この期間の最高出力時の出力、及び熱効率を、(図4)に示す。

出力が季節によって変化しているのがわかる。これは気温によってガスタービンの空気量が増減することにより生ずるものである。

一方、熱効率(発電端)は3年間を経過して、ほとんど低下は見られない。

起動・停止における起動・停止損失、及び部分負荷時の低熱効率運転も含めて、発電端熱効率は38.4%、送電端効率37.7%となっている。

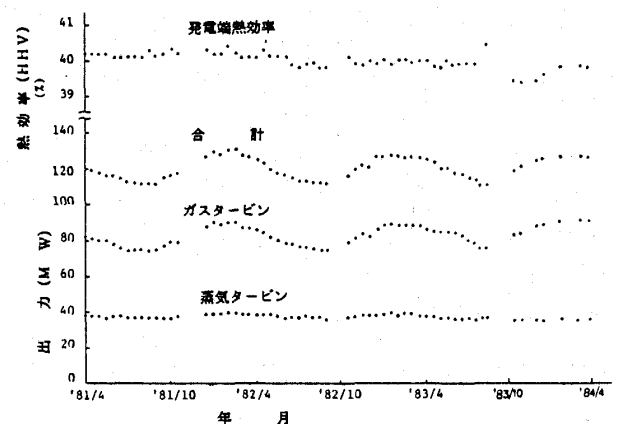


図4. 3年間の典型的な運転結果

4. 定期点検

ガスタービン法令により毎年1回の開放点検を実施することとしているが、当プラントは、これに45日間を要している。

3回の定期点検の中で、大きな補修を必要としたものに第一段、第二段静翼、第一段、第二段シュラウド、及び排ガスダクトの亀裂、などがある。静翼、シュラウドについては、補修に長期間を要するところから、予備品を保有し、1年あるいは2年毎に交換して工場に持ち帰り補修としている。

ところで、燃焼器系については、前述の通り試運転時からライナ、トランジションピースの一部にクラックや摩耗が見られた。これは、NO_x低減を意図した水噴射による燃焼振動の増大によるものと考えられたが、このため500時間毎の点検を実施する中で、空気配分の改良や厚肉剛性型トランジションピースの採用等の対策を講じてきた。そして最終的には、ライナのキャップコーン部にセラミックによるコーティングを施したことにより、点検時間を3000時間(すなわち、当プラントでは定期検査の中間に1回)に延伸することができた。

この点検間隔をさらに延伸し、いわゆる中間点検を不要とすることが今後の課題である。

5. 主な発電停止トラブル

プラント・トラブルに起因する発電停止事故は3年間に4件発生している。その内容は、

イ) 燃料油用ギャポンプのサイドプレートの摩耗による燃料流量の不足。

ロ) 噴霧空気用圧縮機におけるサビの沈着による振動過大

ハ) 冷却水制御弁の制御機構部へのゴミの混入による軸受排油温度異常上昇

ニ) リミットスイッチ(制御油圧力)誤動作である。

なお、経年的には1年目2件、2年目1件、3年目1件となるが、これは運開後も諸種の改良を加えてきたためと考えられる。

6. 信頼性

当プラントの運転実績を(表2)に示すが、その信頼性は非常に高いと言える。

当プラントはコンピュータによる自動運転を可能としており、負荷パターンを含む運転スケジュー

表2. 運転実績

(1981年4月から1984年3月)

	単位	記号	実績値
歴 日 時 間	時 間	PH	26,304
発 電 日 数	日	OD	915
発 電 時 間	時 間	OH	13,503
発 電 電 力 量	MWH	GMWH	1,427,585
送 電 電 力 量	MWH	NMWH	1,401,884
発電端熱効率(HHV)	%		38.4
送電端熱効率(HHV)	%		37.7
1日平均運転時間	時 間	ADOH	14.8
1日平均利用率	%	ADCF	54.7
運転時平均負荷率	%	ALFO	88.9
起動成功回数	回	SST	921
起動失敗回数	回	FST	12
起動成功率	%	SR	98.7

注記

$$ADOH = \frac{OH}{OD} \quad ALFO = \frac{GMWH}{OH \times 118.9 \text{ MW}} \times 100\%$$

$$ADCF = \frac{GMWH}{OD \times 24 \text{ H} \times 118.9 \text{ MW}} \times 100\%$$

$$SR = \frac{SST}{SST + FST}$$

118.9 MW: ISO条件, ベース定格時の出力

ールは東京にある給電指令室から直接インプットされる。つまり、信頼性向上には電子制御技術の向上が大きく寄与している。

7. おわりに

1981年に運転を開始した当プラントは、同クラスのものとしては国内最初のものであった。それ故に、いくつかの問題点も認められたが、個々に解決が図られる中で順調に実績を重ねつつある。

ガスタービン複合発電は、エネルギーの有効活用と共に、負荷追従が容易であるというメリットがあるが、電鉄用発電所として、当プラントは期待通りの効果をもたらしている。

以上、簡単に当発電所のガスタービン複合発電設備の概要と運転状況を述べた。

今後ガスタービン複合発電プラントはますます性能向上が図られ、設備数も増加することが予想される。当所の実績が参考となれば幸いである。なお、詳細については下記論文を参照していただきたい。

参考文献

- 1) Y. Misonoo, M. Kubota, H. Ishino: Two Years' Operating Experience for The 141 MW Combined Cycle Power Plant "Kawasaki Power Station No. 1. Unit" of The Japanese National Railways

1983 Tokyo International Gas Turbine Congress IGTC-108

(以上)

日本国有鉄道東京給電管理局川崎発電所
上田 宏

共催講演会

「第12回液体の微粒化に関する講演会」

1. 日 時 昭和59年8月23日(木) 9:40~17:00
24日(金) 9:30~17:00
2. 会 場 東京鴻池ビル9階大会場(予定)
(東京都千代田区神田駿河台2-3-11)
TEL 03(295)0481(会場)
3. 参加申込要領 参加費 締切日前4,000円, 当日5,000円, 非会員7,000円
(学生半額)(前刷集を含む)
締切り 昭和59年8月10日(金)厳守

詳細につきましては下記へお問い合わせ下さい。

〒101 東京都千代田区外神田6-5-4 借案ビル
社燃料協会 微粒化講演会担当宛
TEL 03-834-6456~8

参考文献

- 1) Y. Misonoo, M. Kubota, H. Ishino: Two Years' Operating Experience for The 141 MW Combined Cycle Power Plant "Kawasaki Power Station No. 1. Unit" of The Japanese National Railways

1983 Tokyo International Gas Turbine Congress IGTC-108

(以上)

日本国有鉄道東京給電管理局川崎発電所
上田 宏

共催講演会

「第12回液体の微粒化に関する講演会」

1. 日 時 昭和59年8月23日(木) 9:40~17:00
24日(金) 9:30~17:00
2. 会 場 東京鴻池ビル9階大会場(予定)
(東京都千代田区神田駿河台2-3-11)
TEL 03(295)0481(会場)
3. 参加申込要領 参加費 締切日前4,000円, 当日5,000円, 非会員7,000円
(学生半額)(前刷集を含む)
締切り 昭和59年8月10日(金)厳守

詳細につきましては下記へお問い合わせ下さい。

〒101 東京都千代田区外神田6-5-4 借案ビル
社燃料協会 微粒化講演会担当宛
TEL 03-834-6456~8

1983年ガスタービン生産統計

統計作成委員会⁽¹⁾

1. 最近5年間のガスタービン生産推移

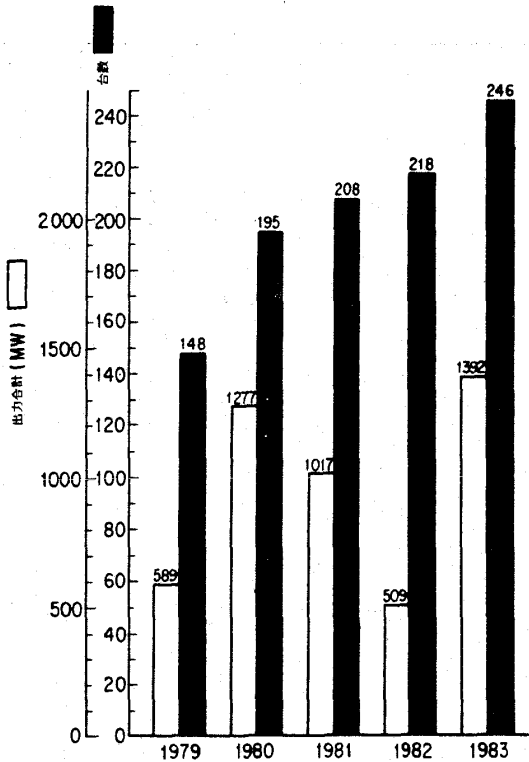


図1 陸船用ガスタービン

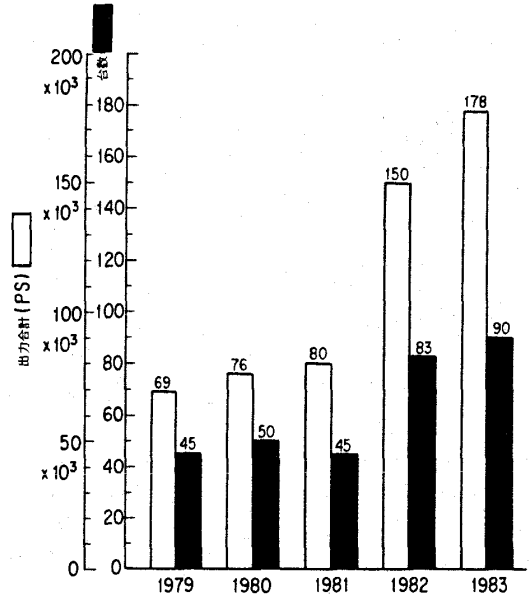


図3 ターボ・シャフト/ターボ・プロップエンジン

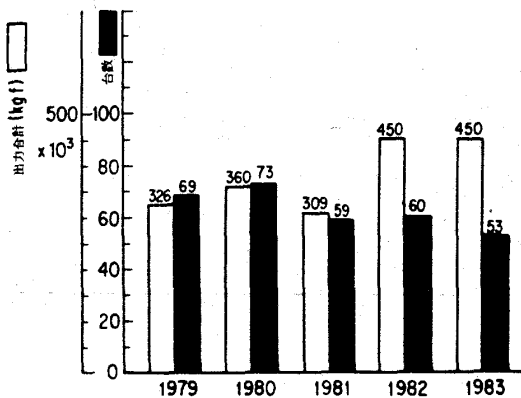


図2 ターボ・ジェット/ターボ・ファンエンジン

(昭和59年5月10日原稿受付)

(備考)

(1) 出力の基準状態は15℃, 760 mm Hg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 | 吉識 晴夫 (東大生研) |
| 委員 | 石沢 和彦 (石川島播磨重工) |
| | 内田 晴記 (川崎重工) |
| | 佐藤玉太郎 (日本鋼管) |
| | 村尾 麟一 (青山学院大) |
| | 村山 弘 (日立製作所) |
| | 森 義孝 (三菱重工) |

2. 陸船用ガスタービン

表1 1983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以上		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	7	3,140	12	19,729	15	1,099,040	34	1,121,909
緊急発電用	EM	156	57,737	42	79,608	1	24,000	199	161,345
艦艇用	MM	0	0	11	103,485	0	0	11	103,485
尖頭負荷用	PL	0	0	1	3,705	0	0	1	3,705
浚渫船*用	DR	0	0	1	1,715	0	0	1	1,715
合計		163	60,877	67	208,242	16	1,123,040	246	1,392,159

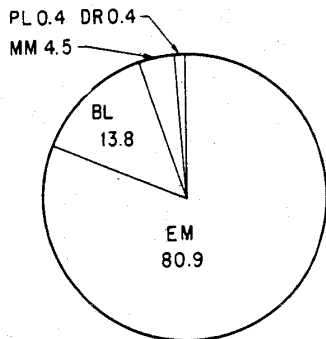


図4 1983年用途別台数割合 (%)

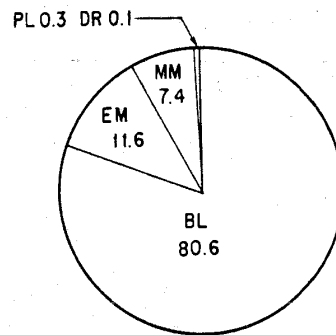


図5 1983年用途別出力割合 (%)

表2 1983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	3	1,540	18	24,694	4	173,360	25	199,594	
	液化天然ガス	LNG	0	0	0	0	6	798,000	6	798,000	
	石炭ガス	GCG	0	0	1	4,230	0	0	1	4,230	
	炭鉱ガス	GMG	0	0	1	3,850	0	0	1	3,850	
	小計			3	1,540	20	32,774	10	971,360	33	1,005,674
液体燃料	灯油	T	45	14,804	5	19,127	0	0	50	33,931	
	軽油	K	17	5,568	29	140,469	6	151,680	52	297,717	
	重油一種	H1	98	38,966	13	15,873	0	0	111	54,839	
	小計			160	59,338	47	175,469	6	151,680	213	386,487
ガス / 液体燃料			0	0	0	0	0	0	0	0	
固体燃料			0	0	0	0	0	0	0	0	
合計			163	60,878	67	208,243	16	1,123,040	246	1,392,161	

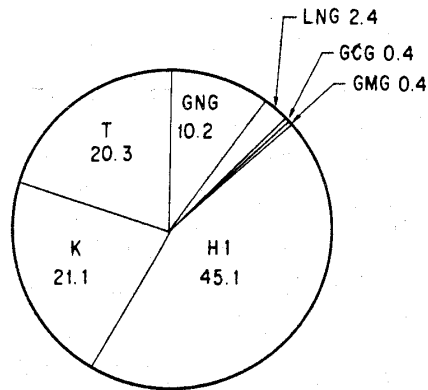


図6 1983年燃料別台数割合 (%)

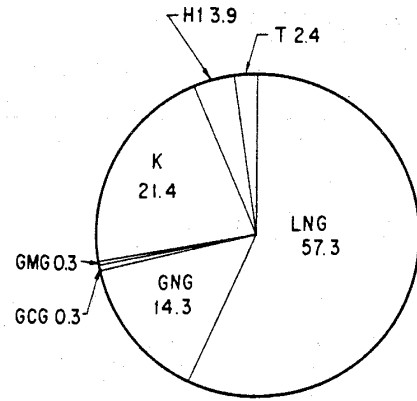


図7 1983年燃料別出力割合 (%)

表3 1983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	4	1,688	3	6,253	0	0	7	7,941
	東北	28	11,198	1	1,103	0	0	29	12,301
	関東	42	17,980	9	31,323	0	0	51	49,303
	中部	30	10,496	3	3,687	6	798,000	39	812,183
	近畿	18	6,281	4	9,131	0	0	22	15,412
	中国	5	1,530	2	1,850	0	0	7	3,380
	四国	11	3,430	0	0	0	0	11	3,430
	九州	18	5,522	3	5,426	0	0	21	10,948
	船舶搭載	0	0	3	4,045	0	0	3	4,045
	船舶用	0	0	8	99,440	0	0	8	99,440
小計	156	58,125	36	162,258	6	798,000	198	1,018,383	
輸出处	中南米	0	0	0	0	0	0	0	0
	中東	0	0	3	3,922	6	151,680	9	155,602
	アジア	0	0	15	22,570	1	24,000	16	46,570
	オセアニア	0	0	0	0	1	90,760	1	90,760
	北米	1	228	7	8,091	0	0	8	8,319
	その他	6	2,523	6	11,400	2	58,600	14	72,523
小計	7	2,751	31	45,983	10	325,040	48	373,774	
合計	163	60,876	67	208,241	16	1,123,040	246	1,392,157	

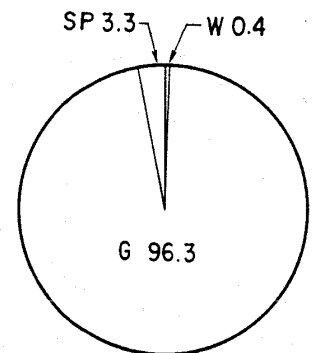


図8 1983年被駆動機械別台数割合 (%)

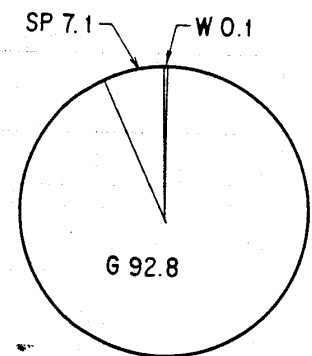


図9 1983年被駆動機械別出力割合 (%)

表4 1983年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

被駆動機械別	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	163	60,877	58	107,087	16	1,123,040	237	1,291,004
軸出力	SP	0	0	8	99,440	0	0	8	99,440
水ポンプ	W	0	0	1	1,715	0	0	1	1,715
合計		163	60,877	67	208,242	16	1,123,040	246	1,392,159

表5 1983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	0	0	
	200 ~ 499	81	17,718	
	500 ~ 999	82	43,159	
	小 計	163	60,877	
1,000PS 以上	1,000 ~ 5,999	62	112,318	
	6,000 ~ 13,999	0	0	
	30,000PS 未満	14,000 ~ 21,999	1	12,400
	22,000 ~ 29,999	4	83,523	
小 計	67	208,241		
30,000PS 以上	30,000 ~ 59,999	9	234,280	
	60,000 ~	7	888,760	
	小 計	16	1,123,040	
合 計		246	1,392,158	

表6 1983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	0	0	13	1,040,440	13	1,040,440	
	尖頭負荷	PL	0	0	0	0	0	0	0	0	
	緊急用	EM	0	0	0	0	1	24,000	1	24,000	
	小 計		0	0	0	0	14	1,064,440	14	1,064,440	
自家用	ベースロード	BL	7	3,140	15	23,774	2	58,600	24	85,514	
	尖頭負荷	PL	0	0	1	3,705	0	0	1	3,705	
	緊急用	EM	156	57,736	42	79,608	0	0	198	137,344	
	小 計		163	60,876	58	107,087	2	58,600	223	226,563	
合 計			163	60,876	58	107,087	16	1,123,040	237	1,291,003	

3. 航空用ガスタービン

表8 1983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 (PS)

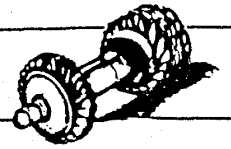
表7 1983年ターボ・ジェット/ターボ・ファンエンジン生産台数及び推力 (kgf)

生産台数	53	推力合計	450,420*1
------	----	------	-----------

*1 海面上静止最大推力

用途	1,000PS未満		1,000PS以上		合 計	
	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
固定翼機	0	0	29	128,325	29	128,325
ヘリコプター	0	0	36	48,500	36	48,500
補助機関駆動	25	1,350	0	0	25	1,350
合 計	25	1,350*2	65	176,825*2	90	178,175*2

*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27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8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水町長生氏が議長となり議事が進められた。第8期会長の須之部量寛氏による開会挨拶に引続き、最初に出席13名、委任状提出40名で評議員会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8期事業報告、第8期収支決算報告、定款変更(会費改訂他)及び細則変更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井口泉監事より監査報告が述べられた。引続き11時10分より第9期第1回評議員会が開催され、第9期評議員である水町長生氏を議長に選出、議事が進められた。まず出席16名、委任状提出者41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9期役員候補・第9期評議員・監事選挙結果報告、第9期事業計画、第9期予算、名誉会員推薦、日本ガスタービン学会賞授与などの諸案を総会にはかる件が各々承認された。

同日、13時より第9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8期に関する諸件の審議が行われた。すなわち、第8期須之部量寛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59名、委任状提出者989名(会員数1,297名の $\frac{1}{4}$ 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8期事業報告、第8期収支決算報告につき、有賀総務(主担当)理事および樗木総務(財務担当)理事(第8期)より説明があり承認された。収支決算については井口監事より適正であるむね監査報告が行われた。

後半は第9期に関する諸件で審議が行われた。

まず第9期役員選出の件では別掲どおり議決された。なお、第9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9期会長の窪田雅男氏が選出され、就任の挨拶がのべられた。ここで須之部議長に代り窪田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9期事業計画、第9期予算に関し有賀総務(主担当)理事および久保田総務(財務)理事より説明があり、別掲どおり承認された。

次いで井口泉氏および円城寺一氏を名誉会員とすることが承認され、当日出席された両氏に記念品の贈呈が行われた。

なお、論文5件技術2件に対し日本ガスタービン学会賞の授与が行われた。(総務理事)

第8期(昭和58年度)事業報告

1. 役員に関する事項

1.1 役員・評議員

1.2 監事・評議員の選出

第8期評議員・監事の選出は定款第15条、第16条、細則第19条、第21条、第22条、第23条、第24条、第25条により選出した。

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8期総会報告、第8期評議員会報告、第8期諸事業実施にともなう業務、第8期事業報告案、同決算案、第9期総会議案、第9期評議員会議案、同事業計画案、同予算案など。

2.2 評議員会

評議員67名、開催2回〔内訳:第8期第1回評議員会(出席12名、委任状提出者43名)(57.4.28)、第8期第2回評議員会(59.4.27)〕

会議事項:第8期役員案、第8期事業計画案、同予算案、第8期事業報告案、

同決算案、などの件を審議、承認。

2.3 総会

正会員全員、開催1回〔内訳:第8期通常総会(出席者58名、委任状提出者420名(会員数1,270名の $\frac{1}{2}$ 以上))(58.4.28)〕

会議事項:第8期役員、評議員選出、第8期事業計画、同予算、第7期事業報告、同決算などの件の審議、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10名 開催7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 森下輝夫 他18名 開催7回

2.5 選挙管理委員会

委員長 青木守寿 他7名 開催3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 吉識晴夫 他6名 開催2回

会議事項:わが国の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

3.2 ガスタービン技術情報センター運営委員会

委員長 酒井俊道 他4名 開催2回

会議事項:同センター運営および整理その他資料蒐集

3.3 組織検討委員会

委員長 蒲田星 他7名 開催3回

会議事項:1) 学会財務状況の検討
2) 定款・細則などの検討およびその改訂に関する答申(会費改訂他)
3) 技術情報センターの在り方の検討
4) 地方委員会の在り方の検討および検討結果の答申

3.4 地方委員会

委員長 村田 暹 他8名 開催1回

会議事項:地方における見学会、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9名 開催1回

会議事項:燃焼ガス熱物性値資料のガスタービンサイクル計算への応用についての調査

3.6 定期講演会委員会

委員長 森下輝夫 他5名 開催2回

会議事項:定期講演会の計画、準備

3.7 学会賞審査委員会

委員長 田中英穂 他19名 開催3回

会議事項:学会賞該当論文および技術の審査

4. 集會事業

特別講演会1回、定期講演会1回、技術懇談会2回、見学会2回、ガスタービンセミナー1回、シンポジウム1回。

5. 出版事業

5.1 会誌

本期発行した会誌は、Vol.11, No.41(1983-6)、Vol.11, No.42(1983-9)、Vol.11, No.43(1983-12)、Vol.11, No.44(1984-3)で本文総ページ292、うち報告、行事内容、会告、後記など48ページである。

名 称	講 師	年月日	場 所
1 特別講演会	今井兼一郎(1H1) 他3名	58. 4. 28	機械振興会館
2 第11回定期講演会	発表者 20名	58. 6. 3	同 上
3 第1回技術懇談会	岡崎洋一郎(三菱重工)	58. 6. 24	三菱重工工業相模原製作所
4 第1回見学会		58. 6. 24	同 上
5 第1回シンポジウム	堀入淳平(東大)他3名	58. 12. 7	航空宇宙技術研究所
6 第12回セミナー	星野和貞(日立)他7名	59. 1. 18/19	機械振興会館
7 第2回技術懇談会	平木敏雄(川崎重工)	59. 2. 9	川崎重工工業岐阜工場
8 第2回見学会		59. 2. 9	同 上

技術論文	講 義	論 説	資 料	随 筆	見 聞	研 究	新 製 品	報 告	ニ ュ ー ス	行 会 事 業	後 記	そ の 他
11巻41号	7 (1)	8 (1)	48 (1)	4 (1)	1 (3)	5 (1)	2.5 (2)	6 (1)	6.5 (1)	7.5 (6)	1 (2)	(1)
11巻42号	16 (2)		24.5 (3)	2.5 (1)	4 (1)		7 (2)			6.5 (12)	1 (4)	(2)
11巻43号	15 (2)		2.2 (3)	4 (1)	2 (1)	2 (1)		17.5 (4)	2 (6)	2 (2)	1 (1)	6 (1)
11巻44号	12.5 (2)	7.5 (1)	1.3 (1)	5 (1)	4.5 (1)	2.5 (1)	3 (1)		3.5 (7)	1 (2)		

5.2 Gas 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3回にわたり複写配布した。

1983-4 pp. 1-4

1983-8 pp. 1-4

1983-11 pp. 1-4

5.3 日本ガスタービン学会講演会論文集

第11回定期講演会の講演会論文集(118ページ)を発行した。

5.4 ガスタービンセミナー資料集

第12回ガスタービンセミナーのセミナー資料集(83ページ)を発行した。

6. 第3回国際ガスタービン会議開催準備

本学会が主催し、昭和58年10月に1983年国際ガスタービン会議東京大会が開催された。

7. 表彰事業

第9期総会において学会賞の授与を行うべく候補の選考を行った。

8. 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	1,293	46	95
前期末会員数	1,263	26	82
差 引 増 減	30	20	13

第8期(昭和58年度)収支決算

1. 収支決算書総括表

自 昭和58年4月 1日
至 昭和59年3月31日

1.1 収入の部

勘定科目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
1 基本財産運用収入	466,910円	466,910円	0円
2 会費収入	9,183,515	9,183,515	0
3 入会金収入	60,000	60,000	0
4 事業収入	7,147,130	7,147,130	0
5 雑収入	4,387,729	4,948,338	3,892,891
6 返済金収入	1,613,930	0	1,613,930
7 戻入金収入	500,000	500,000	0
8 特別賛助会費収入	10,500,000	0	10,500,000
9 引当金取崩収入	140,000	140,000	0
10 前期繰越収支差額	1,782,793.5	2,387,881	1,544,054
収入合計	51,827,149	20,380,274	31,446,875

1.2 支出の部

勘定科目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
1 管理費	11,995,860円	11,995,860円	0円
2 出版事業費	4,150,690	4,150,690	0
3 集金事業費	1,678,948	1,678,948	0
4 調査研究事業費	100,530	100,530	0
5 表彰事業費	378,700	378,700	0
6 負担金	2,593,933	0	2,593,933
7 戻入金支出	500,000	0	500,000
8 予備費	0	0	0
支出合計	44,741,661	18,304,728	26,436,933
次期繰越収支差額	7,085,488	2,075,546	5,009,942

2. 貸借対照表総括表

2.1 資産の部

(昭和59年3月31日現在)

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
流動資産合計	7,528,390	2,518,448	5,009,942
有形固定資産合計	345,000	345,000	0
その他の固定資産合計	9,086,266	9,086,266	0
固定資産合計	9,431,266	9,431,266	0
資産合計	16,959,656	11,949,714	5,009,942

2.2 負債の部

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
流動負債合計	442,902	442,902	0
固定負債合計	2,100,000	2,100,000	0
負債合計	2,542,902	2,542,902	0

2.3 正味財産の部

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
基 金	6,014,266	6,014,266	0
剰余金合計	8,402,488	3,392,546	5,009,942
正味財産合計	14,416,754	9,406,812	5,009,942
負債及び正味財産合計	16,959,656	11,949,714	5,009,942

3. 一般会計の部

3.1 収支計算の部

勘定科目		予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
大 科 目	中 科 目				
基本財産運用収入	基本財産利権収入	420,000	466,910	△ 46,910	預金利息収入
	基金定期預金利息収入	420,000	466,910	△ 46,910	
事業収入	集金事業収入	7,050,000	7,147,130	△ 97,130	
	定 額 集 金 会 費 収 入	2,750,000	2,750,230	△ 46,230	
	学生会社技術顧問会収入	650,000	584,930	65,070	1回減額
	シンポジウム収入	150,000	111,000	39,000	2回減額
	G/Tセミナー収入	1,800,000	1,946,300	△ 146,300	1回減額
	出版事業収入	1,500,000	1,551,300	△ 51,300	
	広 告 収 入	1,500,000	1,551,300	△ 51,300	
	国際会議経理事務委託収入	2,800,000	2,800,000	0	
	国際会議経理事務委託収入	1,580,000	1,580,000	0	
	展示関係事務委託収入	1,220,000	1,220,000	0	
入会金収入	正会員入会金収入	40,000	60,000	△ 20,000	
	正会員入会金収入	30,000	33,000	△ 3,000	
	正会員入会金収入	30,000	33,000	△ 3,000	56名分
	学生会員入会金収入	5,000	12,000	△ 7,000	
	学生会員入会金収入	5,000	12,000	△ 7,000	24名分
	賛助会員入会金収入	5,000	15,000	△ 10,000	
	賛助会員入会金収入	5,000	15,000	△ 10,000	15名分
公費収入	正会員会費収入	9,174,000	9,183,515	△ 9,515	
	正会員会費収入	3,900,000	3,408,015	491,985	
	正会員会費収入	3,900,000	3,408,015	491,985	1,141名分
	学生会員会費収入	24,000	25,500	△ 1,500	
	学生会員会費収入	24,000	25,500	△ 1,500	26名分
	賛助会員会費収入	5,250,000	5,750,000	△ 500,000	
	賛助会員会費収入	5,250,000	5,750,000	△ 500,000	11.5名分
雑収入	受 取 附 属	320,000	494,838	△ 174,838	
	運用財産定期預金利息	270,000	287,096	△ 17,096	
	運用財産普通預金利息	250,000	232,004	17,996	
	雑 収 入	20,000	55,092	△ 35,092	
	雑 収 入	50,000	207,742	△ 157,742	
戻入金	戻 入 金 収 入	1,500,000	500,000	1,000,000	特別会計よりの戻入金
	特別会計戻入金	1,500,000	500,000	1,000,000	
引当金取崩	引 当 金 取 崩 収 入	0	140,000	△ 140,000	
	事務所更新料引当金取崩収入	0	140,000	△ 140,000	
前期繰越	前 期 繰 越 収 支 差 額	2,387,881	2,387,881	0	
収支差額	前 期 繰 越 収 支 差 額	2,387,881	2,387,881	0	
	前 期 繰 越 収 支 差 額	2,387,881	2,387,881	0	
収入合計		20,891,881	20,380,274	511,607	

4. 国際会議特別会計の部

4.1 収支計算の部

1) 収入の部 自昭和59年4月1日
起昭和59年3月31日

大科目	中科目	小科目	予算額	決算額	差額	備考
会費収入	会費収入		12,000,000円	10,500,000円	1,500,000円	
		特別賛助会費収入	12,000,000	10,500,000	1,500,000	
講演会収入	講演会収入		1,500,000	1,413,930	△ 86,070	
		講演会収入	1,500,000	1,413,930	△ 86,070	
雑収入	受取利息		100,000	3,892,891	△ 3,792,891	
	普通預金利息		100,000	1,199,503	△ 1,099,503	
	雑収入		0	2,693,388	△ 2,693,388	
前期繰越収支差額			15,440,054	15,440,054	0	
収支差額			15,440,054	15,440,054	0	
		前期繰越収支差額	15,440,054	15,440,054	0	
収入合計			29,140,054	31,446,875	△ 2,306,821	

2) 支出の部

大科目	中科目	小科目	予算額	決算額	差額	備考
集金	集金		27,500,000円	25,936,933円	1,563,067円	
		集金	27,500,000	25,936,933	1,563,067	
買入金支出	買入金支出		1,500,000	500,000	1,000,000	
		買入金支出	1,500,000	500,000	1,000,000	
		一般会計買入金	1,500,000	500,000	1,000,000	
支出合計			29,000,000	26,436,933	2,563,067	
次期繰越収支差額			140,054	5,009,942	△ 4,869,888	

4.2 正味財産増減計算の部

1) 増加の部

勘定科目	決算額	備考
資産増加額	0円	
負債増加額	0	
前期繰越増減差額		
前期繰越増減差額	1,613,930	
増加額合計	1,613,930	

2) 減少の部

勘定科目	決算額	備考
資産減少額	1,613,930円	
負債減少額	0	
貸付金返済額	1,613,930	
減少額合計	1,613,930	
次期繰越増減差額	0	
剰余金合計	5,009,942	

4.3 貸借対照表

(昭和59年3月31日現在)

(資産の部)		
I 流動資産		
1 現金預金		5,009,942円
流動資産合計		5,009,942
II 固定資産		
1 有形固定資産		0
有形固定資産合計		0
2 その他の固定資産		
その他の固定資産合計		0
固定資産合計		0
資産合計		5,009,942
(負債の部)		
I 流動負債		0円
流動負債合計		0
II 固定負債		
固定負債合計		0
負債合計		0
(正味財産の部)		
I 基金		0円
II 剰余金		
次期繰越収支差額		5,009,942
次期繰越増減差額		0
剰余金合計		5,009,942
正味財産合計		5,009,942
負債及び正味財産合計		5,009,942

5. 財産目録

(昭和59年3月31日現在)

(資産の部)

I 銀行預金		
貸付債権	三井信託銀行新橋西口支店(注1)	6,000,000円
定期預金	三井信託銀行新橋西口支店(注1)	1,4266
	第一勧業銀行西新橋支店(注2)	2,100,000
普通預金	三井信託銀行新橋西口支店(注3)	43
	第一勧業銀行西新橋支店(注3)	3,018,405
	協和銀行新橋西口支店(注4)	5,009,942
2 什器備品	警守警備施設下記資料の通り	345,000
3 増利金(注5)		472,000
計		16,958,656

(負債の部)

I 期受会費		413,500円
2 雇用保険料		2,9402
3 退職給付引当金		210,0000
計		2,542,902
差引正味財産		14,416,754

(注1) 基金たる資産 (注4) 特別会計資産
 (注2) 退職給付引当金たる資産(210万円) (注5) 第3工新ビル4F 402号室敷金
 (注3) 一般会計運用財産たる資産
 次期繰越増減差額引当たる資産(50万円)

(資料)

什器備品		
警守警備施設		75,000円
宛名印刷機		270,000
計		345,000

6. 預り金

(昭和59年3月31日現在)

科目	金額	預り金の種類
期受会費	413,500円	59年度会費
雇用保険料	2,9402	58年度雇用保険料
合計	442,902	

監表の結果、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る。

監事 井口

監 昭

第9期(昭和59年度)役員および評議員

(敬称略,五十音順)

理 事

- 会 長 窪田雅男
- 副会長 谷村輝治
- 総 務 有賀一郎(主担当), 久保田道雄(財務), 酒井俊道, 佐藤玉太郎, 鈴木昭次
- 企 画 鳥崎忠雄(主担当), 秋葉雅史, 飯田庸太郎, 谷村篤秀, 難波昌伸, 野村雅宣
- 編 集 葉山真治(主担当), 青木千明, 佐藤晃, 白戸健, 永野三郎, 宮内諄二, 村尾麟一
- 評議員 浅沼強, 荒木達雄, 安藤常世, 安達勤, 飯島孝, 伊藤源嗣, 一井博夫, 一色尚次, 稲葉興作, 井上雅弘, 今井兼一郎, 今市憲作, 浦田星, 大塚新太郎, 大槻幸雄, 樗木康夫, 大橋秀雄, 近江敏明, 大山耕一, 岡崎卓郎, 表義則, 甲藤好郎, 河田修, 木下啓次郎, 木下昌雄, 神津正男, 小竹進, 佐藤泰, 佐野恵保, 沢田照夫, 塩入淳平, 須之部量寛, 鈴木邦男, 妹尾泰利, 高瀬謙次郎, 高田浩之, 高原北雄, 竹矢一雄, 田中英徳, 谷口博, 谷田好道, 田島清瀬, 辻 茂, 辻高弘, 豊倉富太郎, 西尾健二, 八田桂三, 浜中全美, 平田賢, 平山直道, 古浜庄一, 藤江邦男, 堀昭史, 松尾芳郎, 松木正勝, 三輪国男, 三輪光砂, 宮地敏雄, 養田弘光, 水町長生, 村井等, 村田暹, 森康夫, 森下輝夫, 矢野鶴, 山崎慎一, 山田正, 吉開勝義, 吉識晴夫

第9期(昭和59年度)事業計画

1. 概要

前年度に引き続き、研究発表会、学術講演会、技術懇談会、見学会、シンポジウム、セミナーなどを開催すると共に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。

また59年度中のわが国におけるガスタービンの生産統計作成とその資料集の発行および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。さらに会員名簿を発行する。

特に本年度は表彰事業として学会賞授与を行う。

2. 調査・研究事業

- (1) 昭和59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。尚、ターボ過給機の生産統計に関する検討をあわせて行う。

同事業には、ガスタービン統計作成委員会が当たる。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、前期終了の「燃焼ガス熱物性値資料のガスタービンサイクル計算への応用」委員会に引き続き「燃焼ガスの物性値に関する資料の収集」委員会を設けその調査研究を行う。

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：講演会における講演論文集を刊行する。

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。

国産ガスタービン資料集：国産ガスタービンに関する統計、生産実績、仕様諸元などを内容として刊行する。

- (3) 会員名簿

4. 表彰事業

学会賞隔年授与の内規に基づき第9期総会において学会賞の授与を行う。

5. 集會事業

以下の集會を行う。

(予定回数) (予定開催年月)

- (1) 定期講演会の開催 1回 59年6月
- (2) 特別講演会の開催 2回 59年4月, 11月
- (3) 技術懇談会の開催 3回 59年7月, 10月, 60年2月
- (4) 見学会の開催 3回 59年7月, 10月, 60年2月
- (5) ガスタービン・シンポジウム 1回 59年9月
- (6) ガスタービンセミナー 1回 60年1月
- (7) 特別講座 1回 59年7月

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) 学会賞審査委員会(臨時)
- (11) 次期国際会議検討委員会(臨時)

第9期(昭和59年度)予算書

1. 予算書総括表

自 昭和59年4月1日
至 昭和60年3月31日

1.1 収入の部

勘定科目	合計	一般会計	特別会計
基金運用収入	420,000円	420,000円	0円
会費収入	12,568,000	12,568,000	0
入会金収入	40,000	40,000	0
事業収入	8,200,000	8,200,000	0
雑収入	620,000	320,000	300,000
戻入金収入	700,000	700,000	0
特別賛助会費収入	0	0	0
受入金収入	3,000,000	0	3,000,000
前期繰越収支差額	7,085,488	2,075,546	5,009,942
収入合計	32,633,488	24,323,546	8,309,942

1.2 支出の部

勘定科目	合計	一般会計	特別会計
管理費	11,850,000円	11,850,000円	0円
出版事業費	4,860,000	4,860,000	0
集會事業費	3,307,000	3,307,000	0
調査研究事業費	718,000	718,000	0
表彰事業費	210,000	210,000	0
負担金	0	0	0
戻入金支出	700,000	0	700,000
雑費	200,000	0	200,000
予備費	1,200,000	200,000	1,000,000
次期繰越収支差額	9,588,488	3,178,546	6,409,942
支出合計	32,633,488	24,323,546	8,309,942

2. 一般会計

2.1 収入の部

(自 昭和59年4月1日 至 昭和60年3月31日)

大科目	中科目	小科目	予算額	前年度予算額	増減	備考
基本財産			420,000円	420,000円	0円	
増収			420,000	420,000	0	
		基本財産利息収入	420,000	420,000	0	
事業収入			8,200,000	7,050,000	1,150,000	
		集會事業収入	3,800,000	2,750,000	1,050,000	
		定期講演会収入	650,000	650,000	0	
		見学会技術懇談会収入	150,000	150,000	0	
		シンポジウム収入	150,000	150,000	0	
		G/Tセミナー収入	1,800,000	1,800,000	0	
		特別集會収入	1,950,000	0	1,950,000	
		出版事業収入	4,400,000	1,500,000	2,900,000	
		広告収入	2,900,000	1,500,000	1,400,000	
		名簿販売収入	800,000	0	800,000	
		生産統計販売収入	700,000	0	700,000	
		国産ガスタービン資料集委託収入	0	2,800,000	△2,800,000	
		国産ガスタービン資料集委託収入	0	1,580,000	△1,580,000	
		展示関係委託収入	0	1,220,000	△1,220,000	
入会金収入			40,000	40,000	0	
		正会員入会金収入	30,000	30,000	0	
		正会員入会金収入	30,000	30,000	0	60人増
		学生会員入会金収入	5,000	5,000	0	
		学生会員入会金収入	5,000	5,000	0	10人増
		賛助会員入会金収入	5,000	5,000	0	5社増
		賛助会員入会金収入	5,000	5,000	0	
会費収入			12,568,000	9,174,000	3,394,000	
		正会員会費収入	5,320,000	3,900,000	1,420,000	
		正会員会費収入	5,320,000	3,900,000	1,420,000	
		学生会員会費収入	48,000	24,000	24,000	
		学生会員会費収入	48,000	24,000	24,000	
		賛助会員会費収入	7,200,000	5,250,000	1,950,000	
		賛助会員会費収入	7,200,000	5,250,000	1,950,000	120口
雑収入			320,000	320,000	0	
		受取利息	270,000	270,000	0	
		運用財産定期預金利息	250,000	250,000	0	
		運用財産普通預金利息	20,000	20,000	0	
		雑収入	50,000	50,000	0	
		雑収入	50,000	50,000	0	
戻入金			700,000円	1,500,000円	△800,000円	特別会計より
		戻入金収入	700,000	1,500,000	△800,000	の戻入金
		特別会計戻入金	700,000	1,500,000	△800,000	
前期繰越			2,075,546	2,387,881	△312,335	
収支差額		前期繰越収支差額	2,075,546	2,387,881	△312,335	
		前期繰越収支差額	2,075,546	2,387,881	△312,335	
収入合計			24,323,546	20,891,881	3,431,665	

第9期(昭和59年度)監事・評議員・役員候補者選挙結果
先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

。監 事				(五十音順、敬称略)																
番号	氏 名	動 務 先	番号	氏 名	動 務 先	番号	氏 名	動 務 先												
1	生井 武文	東 亜 大 学	31	窪田 雅男	機 械 振 興 協 会	65	古浜 庄一	武 蔵 工 業 大 学												
2	大東 俊一	日 本 自 動 車 研 究 所	32	神津 正男	防 衛 庁 技 術 研 究 本 部	66	藤江 邦男	日 立 製 作 所												
			33	小竹 進	東 京 大 学	67	堀 昭史	電 力 中 央 研 究 所												
。評議員・役員候補者			34	佐藤 豪	慶 応 義 塾 大 学	68	松尾 芳郎	日 本 航 空												
1	青木 千明	石 川 島 播 磨 重 工 業	35	佐藤 玉太郎	日 本 編 音	69	松木 正勝	日 本 工 業 大 学												
2	秋葉 雅史	東 芝	36	佐野 忠保	高 効 率 カ ス タ ー ビ ン 技 術 研 究 組 合	70	三輪 国男	日 本 文 理 大 学												
3	浅沼 強	東 海 大 学	37	酒井 俊道	東 京 理 科 大 学	71	三輪 光砂	日 立 製 造 船												
4	荒木 達雄	東 芝	38	沢田 照夫	大 阪 府 立 大 学	72	宮内 輝二	三 菱 自 動 車 工 業												
5	有賀 一郎	慶 応 義 塾 大 学	39	塩入 淳平	東 京 大 学	73	宮地 敏雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所												
6	安藤 常世	慶 応 義 塾 大 学	40	白戸 健	三 井 造 船	74	森田 光弘	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所												
7	安達 勲	筑 波 大 学	41	須之部 重寛	東 京 理 科 大 学	75	水町 長生	千 葉 工 業 大 学												
8	飯島 孝	石 川 島 播 磨 重 工 業	42	鈴木 邦男	機 械 技 術 研 究 所	76	村井 等	東 北 大 学												
9	飯田 勝太郎	三 菱 重 工 業	43	妹尾 泰利	九 州 大 学	77	村尾 麟一	青 山 学 院 大 学												
10	伊藤 政嗣	日 本 航 空 機 エ ン ジ ン 協 会	44	高瀬 謙次郎	小 松 製 作 所	78	村田 運	豊 田 工 業 大 学												
11	一井 博夫	東 芝	45	高田 浩之	東 京 大 学	79	森 康夫	電 気 通 信 大 学												
12	一色 尚次	東 京 工 業 大 学	46	高原 北雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所	80	森下 輝夫	船 舶 技 術 研 究 所												
13	稲葉 製作	石 川 島 播 磨 重 工 業	47	竹矢 一雄	三 菱 重 工 業	81	矢野 麟	三 菱 重 工 業												
14	井上 雅弘	九 州 大 学	48	田中 英穂	東 京 大 学	82	山崎 慎一	日 産 自 動 車												
15	今井 兼一郎	石 川 島 播 磨 重 工 業	49	谷口 博	北 海 道 大 学	83	山田 正	ヤ ン マ ー デ ィ ー ゼ ル												
16	今市 憲作	大 阪 大 学	50	谷田 好通	東 京 大 学	84	吉開 勝義	高 効 率 カ ス タ ー ビ ン 技 術 研 究 組 合												
17	浦田 星	日 立 製 作 所	51	田島 清瀬	早 稲 田 大 学	85	吉澤 晴夫	東 京 大 学												
18	大塚 新太郎	名 古 屋 大 学	52	辻 茂	東 京 工 業 大 学	次点														
19	大槻 幸雄	川 崎 重 工 業	53	辻 高弘	高 効 率 カ ス タ ー ビ ン 技 術 研 究 組 合	1	野田 廣太郎	明 電 舎												
20	樽木 康夫	日 立 製 作 所	54	豊倉 富太郎	横 浜 国 立 大 学	2	伊藤 英寛	東 北 大 学												
21	大橋 秀雄	東 京 大 学	55	鳥崎 忠雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所	3	谷村 篤秀	川 崎 重 工 業												
22	近江 敏明	小 松 ハ ウ ゾ ー ム	56	永野 三郎	東 京 大 学	投票総数 583票 <table border="1"> <tr> <td></td> <td>評 議 員</td> <td>監 事</td> </tr> <tr> <td>有 効 数</td> <td>578</td> <td>554</td> </tr> <tr> <td>無 効 数</td> <td>4</td> <td>16</td> </tr> <tr> <td>白 票</td> <td>1</td> <td>13</td> </tr> </table>				評 議 員	監 事	有 効 数	578	554	無 効 数	4	16	白 票	1	13
	評 議 員	監 事																		
有 効 数	578	554																		
無 効 数	4	16																		
白 票	1	13																		
23	大山 耕一	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所	57	難波 昌伸	九 州 大 学															
24	岡崎 卓郎	日 本 大 学	58	西尾 健二	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所															
25	表 義則	三 井 造 船	59	野村 雅宣	船 舶 技 術 研 究 所															
26	甲藤 好郎	東 京 大 学	60	葉山 真治	東 京 大 学															
27	河田 修	富 士 電 機 製 造	61	八田 桂三	運 輸 省 航 空 事 故 調 査 委 員 会															
28	木下 啓次郎	日 産 自 動 車	62	浜中 全美	石 川 島 播 磨 重 工 業															
29	木下 昌雄	日 立 製 造 船	63	平田 賢	東 京 大 学															
30	久保田 道雄	日 立 製 作 所	64	平山 直道	東 京 都 立 大 学															

国 際 会 議 案 内

会 議 名 7th International Symposium on Air Breathing Engines
 会 期 1985. 9. 9 - 13
 開 催 地 北京
 主 催 団 体 International Society on Air Breathing Engines (ISOABE),
 Chinese Society of Engineering Thermophysics
 アブストラクト 1984. 7. 15
 締 切 日
 国内問合せ先 〒812 福岡市東区箱崎6-10-1 九州大学工学部
 航空工学教室 難 波 昌 伸 Tel. 092-641-1101

第9期(昭和59年度)監事・評議員・役員候補者選挙結果
先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

。監 事				(五十音順、敬称略)																
番号	氏 名	動 務 先	番号	氏 名	動 務 先	番号	氏 名	動 務 先												
1	生井 武文	東 亜 大 学	31	窪田 雅男	機 械 振 興 協 会	65	古浜 庄一	武 蔵 工 業 大 学												
2	大東 俊一	日 本 自 動 車 研 究 所	32	神津 正男	防 衛 庁 技 術 研 究 本 部	66	藤江 邦男	日 立 製 作 所												
。評議員・役員候補者				33	小竹 進	東 京 大 学	67	堀 昭史	電 力 中 央 研 究 所											
				34	佐藤 豪	慶 応 義 塾 大 学	68	松尾 芳郎	日 本 航 空											
1	青木 千明	石 川 島 播 磨 重 工 業	35	佐藤 玉太郎	日 本 編 音	69	松木 正勝	日 本 工 業 大 学												
2	秋葉 雅史	東 芝	36	佐野 忠保	高 効 率 ガ ス ター ビ ン 技 術 研 究 組 合	70	三輪 国男	日 本 文 理 大 学												
3	浅沼 強	東 海 大 学	37	酒井 俊道	東 京 理 科 大 学	71	三輪 光砂	日 立 製 造 船												
4	荒木 達雄	東 芝	38	沢田 照夫	大 阪 府 立 大 学	72	宮内 輝二	三 菱 自 動 車 工 業												
5	有賀 一郎	慶 応 義 塾 大 学	39	塩入 淳平	東 京 大 学	73	宮地 敏雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所												
6	安藤 常世	慶 応 義 塾 大 学	40	白戸 健	三 井 造 船	74	森田 光弘	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所												
7	安達 勲	筑 波 大 学	41	須之部 重寛	東 京 理 科 大 学	75	水町 長生	千 葉 工 業 大 学												
8	飯島 孝	石 川 島 播 磨 重 工 業	42	鈴木 邦男	機 械 技 術 研 究 所	76	村井 等	東 北 大 学												
9	飯田 勝太郎	三 菱 重 工 業	43	妹尾 泰利	九 州 大 学	77	村尾 麟一	青 山 学 院 大 学												
10	伊藤 政嗣	日 本 航 空 機 エ ン ジ ン 協 会	44	高瀬 謙次郎	小 松 製 作 所	78	村田 運	豊 田 工 業 大 学												
11	一井 博夫	東 芝	45	高田 浩之	東 京 大 学	79	森 康夫	電 気 通 信 大 学												
12	一色 尚次	東 京 工 業 大 学	46	高原 北雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所	80	森下 輝夫	船 舶 技 術 研 究 所												
13	稲葉 製作	石 川 島 播 磨 重 工 業	47	竹矢 一雄	三 菱 重 工 業	81	矢野 麟	三 菱 重 工 業												
14	井上 雅弘	九 州 大 学	48	田中 英穂	東 京 大 学	82	山崎 慎一	日 産 自 動 車												
15	今井 兼一郎	石 川 島 播 磨 重 工 業	49	谷口 博	北 海 道 大 学	83	山田 正	ヤ ン マー デ ィ ー ゼ ル												
16	今市 憲作	大 阪 大 学	50	谷田 好通	東 京 大 学	84	吉開 勝義	高 効 率 ガ ス ター ビ ン 技 術 研 究 組 合												
17	浦田 星	日 立 製 作 所	51	田島 清瀬	早 稲 田 大 学	85	吉澤 晴夫	東 京 大 学												
18	大塚 新太郎	名 古 屋 大 学	52	辻 茂	東 京 工 業 大 学	次点														
19	大槻 幸雄	川 崎 重 工 業	53	辻 高弘	高 効 率 ガ ス ター ビ ン 技 術 研 究 組 合	1	野田 廣太郎	明 電 舎												
20	樽木 康夫	日 立 製 作 所	54	豊倉 富太郎	横 浜 国 立 大 学	2	伊藤 英寛	東 北 大 学												
21	大橋 秀雄	東 京 大 学	55	鳥崎 忠雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所	3	谷村 篤秀	川 崎 重 工 業												
22	近江 敏明	小 松 ハ ウ ェ ッ ト	56	永野 三郎	東 京 大 学	投票総数 583票 <table border="1"> <tr> <td></td> <td>評 議 員</td> <td>監 事</td> </tr> <tr> <td>有効数</td> <td>578</td> <td>554</td> </tr> <tr> <td>無効数</td> <td>4</td> <td>16</td> </tr> <tr> <td>白 票</td> <td>1</td> <td>13</td> </tr> </table>				評 議 員	監 事	有効数	578	554	無効数	4	16	白 票	1	13
	評 議 員	監 事																		
有効数	578	554																		
無効数	4	16																		
白 票	1	13																		
23	大山 耕一	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所	57	難波 昌伸	九 州 大 学															
24	岡崎 卓郎	日 本 大 学	58	西尾 健二	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所															
25	表 義則	三 井 造 船	59	野村 雅宣	船 舶 技 術 研 究 所															
26	甲藤 好郎	東 京 大 学	60	葉山 真治	東 京 大 学															
27	河田 修	富 士 電 機 製 造	61	八田 桂三	運 輸 省 航 空 事 故 調 査 委 員 会															
28	木下 啓次郎	日 産 自 動 車	62	浜中 全美	石 川 島 播 磨 重 工 業															
29	木下 昌雄	日 立 製 造 船	63	平田 賢	東 京 大 学															
30	久保田 道雄	日 立 製 作 所	64	平山 直道	東 京 都 立 大 学															

国 際 会 議 案 内

会 議 名 7th International Symposium on Air Breathing Engines
 会 期 1985. 9. 9 - 13
 開 催 地 北京
 主 催 団 体 International Society on Air Breathing Engines (ISOABE),
 Chinese Society of Engineering Thermophysics
 アブストラクト 締 切 日 1984. 7. 15
 国内問合せ先 〒812 福岡市東区箱崎6-10-1 九州大学工学部
 航空工学教室 難 波 昌 伸 Tel. 092-641-1101

1983年国際ガスタービン会議東京大会

Proceedings

発行のお知らせ

昨年10月本学会主催で開催されました1983年国際ガスタービン会議東京大会のProceedingsが近く発行されます。同Proceedingsには会議中発表されました126編の論文とそれに対する討論および会議記録が収められており会議の全貌を知る上で有用な資料と思われます。

現在下記の要領にしたがって本学会で購入お申込を受付けておりますのでご希望の向きはお申越下さい。

記

内容：論文・討論（126編）会議・展示会の記録

参加者リストほか

頁数：約1,000頁

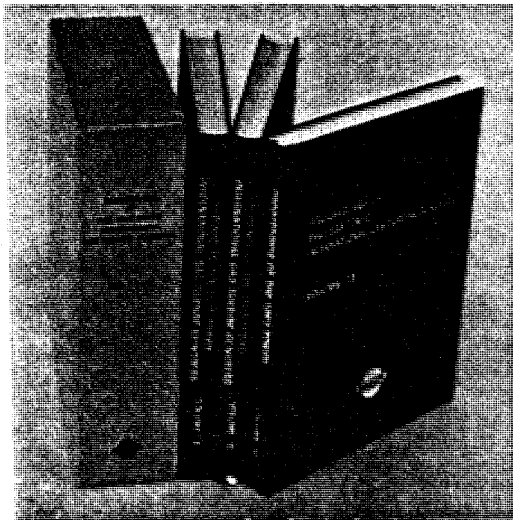
体裁：3分冊1セット，ケース付

発行予定月：6月下旬

発行部数：約500部

価格：¥20,000（発行手数料別）

申込み先：(株)日本ガスタービン学会



〒160 新宿区西新宿 7-5-13-402

特別講座と59年度第一回見学会・技術懇談会のお知らせ

GTSJの新企画特別講座と、今期第一回の見学会・技術懇談会が下記の要領で開催されます。特に特別講座は、ガスタービンの各専門分野において先導的な仕事をされている講師の方々による最新の講義と参加者を希望専門分野に分けた、中味の濃い討論会を中心とした野心的新企画です。奮って御参加下さい。

1. 開催日 昭和59年7月19日(木)、20日(金)

2. 開催場所および見学先

特別講座：宮城県刈田郡蔵王町遠刈田温泉字上の原 128

蔵王ハイツ TEL 02243-4-2311

見学会・技術懇談会：宮城県角田市君萱字小金沢 1

科学技術庁 航空宇宙技術研究所角田支所 TEL 02246-8-3111

宇宙開発事業団 角田ロケット開発センター TEL 02246-8-3211

3. プログラムの概要

7月19日(木)

(1) 講座(敬称略)

- コーディネータ
- ・ガスタービンシステム
- ・燃焼シミュレーション
- ・加工
- ・数値計算空気力学
- ・冷却タービン
- ・制御

13:00～17:30

- 松木 正勝(日本工業大学)
- 山川 昭(東北電力)
- 水谷 幸夫(大阪大学)
- 西 良正(大同特殊鋼)
- 大宮司久明(東北大学)
- 高原 北雄(航技研)
- 杉山佐太雄(石川島播磨重工業)

(2) 討論会

20:00～22:00

夕食を兼ねての懇親会に引き続き、講師を囲んで上記専門分野別(各分野7～8人)に自由な討論を行ないます。

7月20日(金)

(1) 全体討論会ほか

8:30～11:30

前日の講座と専門分野別自由討論を基にした参加者全体の討論会その他の行事を行ないます。

(2) 見学会 技術懇談会

13:30～16:20

宇宙用機器の研究開発、ロケット試験設備の見学
技術懇談会〔ロケット用ターボポンプ〕 上条謙二郎氏(航技研)

4. 参加申し込み

参加希望者は葉書に連絡先住所、氏名、所属、参加希望プログラム(特別講座、見学会・技術懇談会の両方またはいずれか一方の別)、特別講座参加希望の方は専門分野をご記入の上、6月30日までに日本ガスタービン学会あてにお申し込みください。

応募者多数の場合には、分野別を考慮して抽選で決めさせていただきます。なお抽選の結果は応募者全員にお知らせ致します。

参加料金(払い込み方法については参加決定者に後日ご連絡します)。

- ・特別講座だけに参加される方及び類別講座と見学会 技術懇談会に参加される方

	参加費(宿泊費込み)※
会 員	35,000 円
会 員 外	40,000 円

- ・見学会・技術懇談会だけに参加される方

1,500 円

※現地集合ですので交通費は含まれておりません。

(注) なお参加者決定者には後日参加要領と詳しいスケジュールをお送り致します。

入会者名簿

- 正会員** 朝生哲郎(日立製作所) 小野 透(新日本製鉄) 三森太郎(津山工業高等専門学校)
式田昌弘(大阪産業大学) 安藤宣雄(日立製作所) 岡本安夫(東芝)
藤本 直(防衛庁) 武内哲史(防衛庁) 赤城正弘(防衛庁) 相沢康隆(防衛庁)
鈴木 健(IHI) 瀬川頼英(日立製作所) 野崎 明(IHI)
半田久侑(ズノノス) 倉田彰夫(東芝) 渡辺高幸(日本工業大学)
橋本八郎(東芝セラミックス) 篠崎浩昭(小松製作所) 片桐一郎(小松製作所)
坂井 彰(日立製作所) 鎌田俊和(東洋エンジニアリング)
天野良一(ウイスコンシン大) 木村武清(川崎重工業) 金子成彦(東大)
油谷好浩(東芝) 仲山善裕(神戸製鋼所) 荒井正志(川崎重工業)
伊藤正三(愛三工業) 高堂純治(川崎重工業) 山田健一(東京電力)
有賀 巧(日揮) 谷島 昶(荏原製作所) 坂田 勝(東工大)
柴田 稔(川崎重工業) 長谷川俊平(本田技研) 皆川英二(神戸製鋼)
室野光男(三菱重工業) 園田豊隆(IHI) 土方常夫(東芝) 竹中俊夫(東工大)
稲田雅巳(アイシン精機) 佐藤 彰(ヤマハ発動機) 服部敏雄(日立製作所)
渡辺敏男(IHI) 小林 正(東芝) 井上義一(ダイハツ) 渡辺道緒(東芝)
朝隈健介(東芝) 鈴木 彰(東芝) 本多博幸(東芝) 丸山仁志(東芝)
木下孝之(東芝) 関 明雄(東芝) 松井 宏(東芝) 山田正彦(東芝)
坂入幸夫(東芝) 石川 達(IHI) 永森和夫(IHI) 橋本良作(NAL)
宗村俊久(三菱重工業) 大田英輔(早稲田大) 浜田義次(ヤンマーディーゼル)
学生会員 梶田尚享(東京理科大) 日高弘基(慶大) 平川知司(慶大) 兵藤克哉(慶大)
目黒 在(慶大) 赤井芳雄(東京理科大) 奥津良之(早稲田大)
大本 涉(日本工業大) 松崎彰彦(日本工業大) 渡辺伸明(日本工業大)
小林 真(日本工業大) 千葉慶一(日本工業大) 中西 武(日本工業大)
柴崎 稔(日本工業大) 堅木浩美(日本工業大) 和田 徹(日本工業大)
浅古 浩(日本工業大) 関 隆幸(日本工業大) 松本和治(日本工業大)
有原 良(日本工業大) 丸山哲夫(防大) 片井敏文(防大) 八坂利之(防大)
賛助会員 旭化成工業(株) 旭硝子(株) 三菱商事(株) 中国電力(株) 住友金属(株) 九州電力(株)
北斗理研(株) 丸和電機(株) (株)鈴木精器工業所 富士ファコム制御(株) 東電工業(株)
東北電力(株)

協賛シンポジウム

ANNOUNCEMENT AND CALL FOR PAPERS

SYMPOSIUM ON TRANSPORT PHENOMENA IN ROTATING MACHINERY

to be held in Honolulu, Hawaii

April 28-May 3, 1985

Sponsored By: Pacific Institute for Thermal Engineering, U. Hawaii
College of Engineering, University of Michigan

Organized By: Professor Wen-Jei Yang
Dept. of Mechanical Engineering & Applied Mechanics
2150 G. G. Brown Bldg.
University of Michigan
Ann Arbor, Michigan 48109
U.S.A.
Phone: (313) 764-9910

A. General Papers

1. Flow Visualization in Rotating Machinery
2. Gas Turbines
3. Measuring Techniques
4. Rotating Tubes and Channels
5. Steam Turbines
6. Numerical and Analytical Methods
7. Rotating Heat Pipes and Thermosyphons
8. Rotating Surfaces and Enclosures
9. Turbine Blade Cooling
10. Other Pertinent Subjects

The following schedule should be followed:

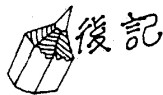
Three copies of 300 word abstract due by December 1, 1984.
Notification of abstract acceptance by January 10, 1985.
Submission of full length manuscripts on author-prepared
mats due by February 28, 1985.

The abstracts and final manuscripts should be submitted to the
Symposium organizer. The papers will be published.

B. Open Forum

C. Keynote Speakers

Internationally recognized experts will be invited to address
state-of-the-art reviews of several subjects.



森下委員長から編集委員会の幹事役を仰せ付かってから2年過ぎ、本号でようやくお役御免となります。この2年間、学会誌の企画、原稿依頼、座談会あるいはインタビューの開催などについて、編集委員の皆様には本業がきわめてお忙しい中で最大限のご協力をいただきました。

ガスタービン・メーカーからの委員の方々には製品、製造技術等に関する時宜を得た企画を提案していただき、それぞれのテーマについて最適の執筆者を紹介していただきました。大学からの委員の方々には基礎的なテーマの企画、執筆者について多くの有益な御助言をいただきました。また、ガスタービン・ユーザーからの委員の方には学会誌に対する忌憚りの無い御意見をいただき、ガスタービンの利用技術関係の記事について良いアイデアを沢山出していただきました。

このように当学会誌の編集委員会にはガスタービンに関連するいろいろな分野の多勢(総員18名)の委員が参加して、それぞれの立場から意見を出されるので、活発な討議によって良い企画を立案することができたと思っております。特に本号の製造技術特集記事についてはメーカーからの委員ならびに執筆者の方々に大変むつかしいお願いをしたにもかかわらず、非常に充実した内容の原稿をお寄せいただきました。編集幹事の仕事を終るにあたり、お世話になった皆様に心から感謝する次第です。

学会事務局では遠山順子さんに編集関係を担当して

いただきました。仕事とは云え煩雑な種々の連絡や依頼状の発送などを一手に引き受けて、確実に仕事を進めてくださったので、編集委員一同は安心してお任せすることができました。編集委員一同、遠山さんに深く感謝しております。

さて、第9期からは種々の事情により学会費を値上げせざるを得なくなりました。それに伴い学会誌も内容、ページ数ともに更に充実させて行かなければ会員の皆様の期待に応えられないと考え、8期の編集委員会でも今後の学会誌の発刊形式をどのように改革するのが適当か、不十分ながら検討いたしました。その検討の結果集約された意見は次の2点でした。

- ① 年6回発行とすることは望ましいが、現状ではかなり困難と考えられる。
- ② 各号を増ページするほか、年1回ガスタービン資料集を発刊するのが良い。

8期の編集委員会が9期以後の編集方針について云云するのは越権行為かも知れませんが、8期の最終号の編集後記にあえてこのような事を書いたのは、読者の皆様にもこの件について検討していただき、御意見をお寄せくだされば有難いと考えたからであります。この件に限らず、学会の行事学会誌等に対する御意見をどしどしお寄せくださることを希望いたします。

(宮地敏雄)

以上

事務局だより

梅と桜と一緒に咲いたり、初夏なのに涼しさを通りこして寒かったりと今年の天候は異変続き。それでも風がコンクリートの谷間を通り抜け、事務局の狭い窓へ若葉の香りを運んで来ます。

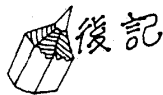
当学会も例年ですと、今頃は年度がわりのゴタゴタも済んで一段落という頃ですのに、今年は、どういわけかまだゴタゴタ続きです。

昨年盛会のうちに国際会議も終了したので、今年度は本来のガスタービン学会の開催行事に力を入れています。第12回の定期講演会も170名をこえた予想以上の参加者のため、論文集がなくなってしまい、講演会終了後にお送りするという大変申し訳ない状態になり、ご迷惑をおかけしました。今年は学生会員の方の参加が今までになく多かつたこともあり、定期講演会終了後の懇親会も若やいだ雰囲気でも盛り上がり、昨年同様用意した物も少々足りない状態でした。会員の方々の一割強が参加して下さるといのは大変有難いことと思います。

学会誌やダイレクトメールのご案内で既にご承知のことと思いますが、7月19日(休)20日(休)の1泊2日で特別講座と今年度第1回の見学会と技術懇談会(航空宇宙技術研究所角田支所、宇宙開発事業団角田ロケット開発センター)を企画しました。講師の方々のお話しを伺うだけでなく、その分野の権威と身近に接し、意見を交換し合ったりできる機会を設けたのが特色です。翌日行なわれる見学会も、この機会には是非参加していただければと思います。受入れ側の方に人数制限があるので、参加者多数の場合は、専門分野を考慮の上、抽選ということになっております。この特別講座のようにこれからどしどし新企画を検討中ですので、会告のページはくれぐれもお見逃しなきよう……。

尚、最後になりましたが度々お知らせ致しておりましたように59年度より学生会費2000円、個人会費4000円、賛助会費1口60000円に改訂が行なわれましたので、お払い込みの場合は上記金額をお願い申し上げます。

[A]



森下委員長から編集委員会の幹事役を仰せ付かってから2年過ぎ、本号でようやくお役御免となります。この2年間、学会誌の企画、原稿依頼、座談会あるいはインタビューの開催などについて、編集委員の皆様には本業がきわめてお忙しい中で最大限のご協力をいただきました。

ガスタービン・メーカーからの委員の方々には製品、製造技術等に関する時宜を得た企画を提案していただき、それぞれのテーマについて最適の執筆者を紹介していただきました。大学からの委員の方々には基礎的なテーマの企画、執筆者について多くの有益な御助言をいただきました。また、ガスタービン・ユーザーからの委員の方には学会誌に対する忌憚りの無い御意見をいただき、ガスタービンの利用技術関係の記事について良いアイデアを沢山出していただきました。

このように当学会誌の編集委員会にはガスタービンに関連するいろいろな分野の多勢(総員18名)の委員が参加して、それぞれの立場から意見を出されるので、活発な討議によって良い企画を立案することができたと思っております。特に本号の製造技術特集記事についてはメーカーからの委員ならびに執筆者の方々に大変むつかしいお願いをしたにもかかわらず、非常に充実した内容の原稿をお寄せいただきました。編集幹事の仕事を終るにあたり、お世話になった皆様に心から感謝する次第です。

学会事務局では遠山順子さんに編集関係を担当して

いただきました。仕事とは云え煩雑な種々の連絡や依頼状の発送などを一手に引き受けて、確実に仕事を進めてくださったので、編集委員一同は安心してお任せすることができました。編集委員一同、遠山さんに深く感謝しております。

さて、第9期からは種々の事情により学会費を値上げせざるを得なくなりました。それに伴い学会誌も内容、ページ数ともに更に充実させて行かなければ会員の皆様の期待に応えられないと考え、8期の編集委員会でも今後の学会誌の発刊形式をどのように改革するのが適当か、不十分ながら検討いたしました。その検討の結果集約された意見は次の2点でした。

- ① 年6回発行とすることは望ましいが、現状ではかなり困難と考えられる。
- ② 各号を増ページするほか、年1回ガスタービン資料集を発刊するのが良い。

8期の編集委員会が9期以後の編集方針について云云するのは越権行為かも知れませんが、8期の最終号の編集後記にあえてこのような事を書いたのは、読者の皆様にもこの件について検討していただき、御意見をお寄せくだされば有難いと考えたからであります。この件に限らず、学会の行事学会誌等に対する御意見をどしどしお寄せくださることを希望いたします。

(宮地敏雄)

以上

事務局だより

梅と桜と一緒に咲いたり、初夏なのに涼しさを通りこして寒かったりと今年の天候は異変続き。それでも風がコンクリートの谷間を通り抜け、事務局の狭い窓へ若葉の香りを運んで来ます。

当学会も例年ですと、今頃は年度がわりのゴタゴタも済んで一段落という頃ですのに、今年は、どういわけかまだゴタゴタ続きです。

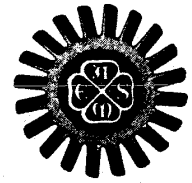
昨年盛会のうちに国際会議も終了したので、今年度は本来のガスタービン学会の開催行事に力を入れています。第12回の定期講演会も170名をこえた予想以上の参加者のため、論文集がなくなってしまい、講演会終了後にお送りするという大変申し訳ない状態になり、ご迷惑をおかけしました。今年は学生会員の方の参加が今までになく多かったこともあり、定期講演会終了後の懇親会も若やいだ雰囲気でも盛り上がり、昨年同様用意した物も少々足りない状態でした。会員の方々の一割強が参加してくださるといのは大変有難いことと思います。

学会誌やダイレクトメールのご案内で既にご承知のことと思いますが、7月19日(休)20日(休)の1泊2日で特別講座と今年度第1回の見学会と技術懇談会(航空宇宙技術研究所角田支所、宇宙開発事業団角田ロケット開発センター)を企画しました。講師の方々のお話しを伺うだけでなく、その分野の権威と身近に接し、意見を交換し合ったりできる機会を設けたのが特色です。翌日行なわれる見学会も、この機会には是非参加していただければと思います。受入れ側の方に人数制限があるので、参加者多数の場合は、専門分野を考慮の上、抽選ということになっております。この特別講座のようにこれからどしどし新企画を検討中ですので、会告のページはくれぐれもお見逃しなきよう……。

尚、最後になりましたが度々お知らせ致しておりましたように59年度より学生会費2000円、個人会費4000円、賛助会費1口60000円に改訂が行なわれましたので、お払い込みの場合は上記金額をお願い申し上げます。

[A]

the gas turbine division newsletter



February, 1984

THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS

A.A. Mikolajczak: Chairman's Views of the Worldwide Gas Turbine Industry and the Division



Since its formation, the ASME Gas Turbine Division has enjoyed a continuing growth in terms of membership interest, number of publications, attendance at conferences, size of the gas turbine exhibits and the services offered to our members. The growth of the Division has paralleled the growth of the gas turbine industry.

Gas turbines have found application in aircraft, vehicles and as generators of electrical and mechanical power. In many applications, gas turbines were chosen because they are relatively more economical to operate, have lighter weight, are more flexible, and have

lower capital cost than competitive power sources. As a result, the worldwide application of gas turbines continues to increase.

The opportunities for technological advancement in gas turbines are still impressive. For the industrial gas turbine, simple cycle efficiencies have been improving at a rate of about 0.4 percentage points per year. Combined gas turbine/steam turbine cycle efficiencies are presently about forty-five percent. This trend in efficiency is expected to continue through the 1980's and into the 1990's. Improvement in efficiency is expected to be achieved primarily by increases in firing temperature which requires higher temperature materials, improved cooling, or both as well as improved exhaust heat recovery. Studies at some universities indicate that cooling for combined cycles can be improved by mixing steam with the cooling air or evaporating water in the cooling air. The development of

microprocessors has opened the door to vast improvements in the field of performance monitoring, trend analysis and life prediction. Gas turbines are part of a dynamic industry with great business and technical opportunities for the next decade and beyond.

For the aircraft gas turbines of the 1990's, improvements to be expected include a reduction in thrust specific fuel consumption of over 10% for advanced turbofan engines, and over 30% for high speed turboprop engines. Also, a thrust-to-weight increase of over 30% for transport aircraft engines and over 50% for fighter aircraft engines. The technologies that will contribute significantly to these advances include: computational fluid mechanics; attention to secondary flow systems; optimization of engine design for all flight regimes; advances in turbine materials and turbine cooling; selected use of composite materials and ceramics; integration of engines with nacelles

... continued on page 2

1984 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit Amsterdam, June 3-7, 1984

- About 300 refereed gas turbine technical papers will be published and available for distribution at the Conference.
- 167 companies and other organizations have already signed up for the Exhibit.
- More exhibit space has already been reserved than ever before in the history of ASME Gas Turbine Division. In fact, the previous record which was set in 1983 in Phoenix has already been exceeded by about 30%.
- Keynote addresses will be presented by Peter R. Odell, Director, Center for International Energy Studies, Erasmus University, Rotterdam, The Netherlands, and by Arie A.T. Van Rhijn, Deputy Director General for Industrial Affairs and International Market of the European Commission. In addition, Robert E. Rosati, President, International Aero Engines, will make a keynote address to the Aircraft Committee's Panel Session on Monday, June 4, at 12:30 P.M.
- The Minister of Economic Affairs and the Burgomaster and Aldermen of Amsterdam will host a reception in Amsterdam's world famous Rijksmuseum.
- His Royal Highness Prince Bernhard of The Netherlands has agreed in principle to make an opening address at the Conference and Exhibit on Monday.

Avoid anticipated increases in airfares by purchasing your airline tickets before April 1. See the inside of this Newsletter for travel information and costs.

29th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit

Amsterdam, The Netherlands

June 3-7, 1984

GAS TURBINE DIVISION

The American Society of Mechanical Engineers

International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA
Telephone: (404) 521-1905
Telex: 50101 GTSJ

continued from page 1 . . .

minimize aerodynamic drag and optimize system structural design; automatic energy management and integrated flight and engine controls made possible by full authority electronic controls. In addition to greatly increased performance and reliability, these technologies will make it possible to achieve operating cost improvements of 30% to 50% for new aircraft.

The continuing advancement in technology and the expanding international market for the gas turbine poses a challenge to the Division. Our 18 technical committees provide the source of strength for the Division. The objectives of the Division are to promote the exchange of information about all aspects of the gas turbines; to organize symposia, conferences and exhibits; to disseminate information through our newsletter and publications in ASME technical journals, and organize and support continuing education courses for our members.

It is clear that the international collaboration agreements in the gas turbine industry coupled with the worldwide market opportunities, dictate that our Division be international in character, if we are to provide the necessary services to our members. Our annual International Gas Turbine Conference and Exhibit is now being held overseas every second year. The Executive Committee members of ASME's Gas Turbine Division, as members of the International Council of Internal Combustion Engines (CIMAC) help to organize gas turbine sessions for the bi-annual CIMAC conference. In addition, the Division sponsors special symposia, and conferences overseas. For example, a special conference, being considered at this time, is planned to be held in the People's Republic of China in 1985.

The key to remaining successful in the future is to be flexible and adaptable. The Executive Committee is committed to remain alert to the demands of the changing world and is committed to accommodate to changes in the industry including changes in technology, fuels availability, business and political climate.

F.O. Carta, Program Chairman: Technical Program for 1984 Gas Turbine Conference in Amsterdam

The International Exhibition and Congress Centre RAI, Amsterdam, will be the site of the 29th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit on June 3-7, 1984. The technical portion of the Conference, from Monday morning through Thursday afternoon, June 4-7, will consist of formal paper presentations, panels, a poster session, three keynote talks, and several open forums distributed over 88 technical sessions.

As usual, the heart of this Conference is the technical paper, which has been subjected to peer review, and will be available in preprint or pamphlet form at the meeting. This year, there will be approximately 300 such papers, covering all of the disciplines represented in the Gas Turbine Division, and sponsored by its technical committees. The subject matter is diverse, ranging from fundamental studies of fluid flow through compressors and turbines, to operations with coal fired systems; and from small aircraft or vehicular engine technology, to gas turbine ship propulsion and utility power stations. Many of the sessions will be directed toward the needs of the gas turbine user.

Several noteworthy events and innovations will occur during the conference. As part of the Aircraft Technical Committee program, Mr. Robert E. Rosati, President and CEO of International Aero Engines, Pratt & Whitney Aircraft Group, will give a keynote address on Monday, 4 June, at 12:30 PM to lead off a panel session. The subject of Mr. Rosati's talk will be the aero-engine international consortium. Two major keynote speeches will be delivered at noon on Tuesday, 5 June, and Wednesday, 6 June, by Peter R. Odell, Director, Center for International Energy Studies, Erasmus University, Rotterdam, and by Arie A.T. van Rhijn, Deputy Director General for Industrial Affairs and International Market of the European Commission.

One of the eight sessions sponsored by the Combustion and Fuels Technical Committee will be a panel built around an invited paper by Professor A.H. Lefebvre of Purdue University, who will

discuss Fuel Effects on Gas Turbine Performance. Several other panels or open forums are also planned to provide spontaneity to the presentations, and an opportunity for honest agreement (or disagreement) between experts.

Sequentially related technical sessions will provide an in-depth exposition of many subjects. Wherever possible, these have been arranged to occur consecutively, from morning to afternoon, and from day to day. For example, the Turbomachinery Technical Committee will have multiple sessions on Aerodynamics of Axial Flow Compressors, Fluid Dynamics of Radial Flow Turbomachines, and seven consecutive sessions on numerical and analytical solution techniques. Three consecutive sessions sponsored by the Vehicular and the Ceramic Technical Committees will cover the use of non-metallic components in small engines.

For the second year, a poster session will be held on Wednesday, 6 June, from 1:30 to 3:30 PM in the Randstadhal. A total of fifteen papers, presented formally in previous sessions, will be displayed and their authors will be available for one-on-one discussions with the audience. Thirteen of these papers are sponsored by the Turbomachinery Technical Committee, and two by the Structures & Dynamics Technical Committee. These papers will be identified within their session listings in the final program and will also be listed separately for the poster session.

An international conference such as ours attracts papers from all over the world. This year, the authors of the technical papers accepted for presentation come from twenty countries. Although many of the authors are from the U.S. and U.K., a significant number come from all over Europe, the Middle East, Canada, Japan, and the People's Republic of China. They are from academia and industry; they represent management, design, production, and research; some are consultants and some are government officials; some are students, and some are retired. The audience will likewise reflect this diverse cross section of our industry, from even more technical disciplines, and from even more countries. Gas turbine users will be strongly represented.

Join us in Amsterdam for this once-a-year review and discussion of our technological and intellectual achievements.

Robert E. Rosati, Keynote Speaker for Aircraft Panel — 1984 International Gas Turbine Conference, Amsterdam

Robert E. Rosati, President and Chief Executive Officer, International Aero Engines, will keynote the Aircraft Committee Panel Session at 12:30 PM, Monday, June 4, with a talk on the international aero-engine consortium entitled: "International Aero Engines — A Company Created by a Jet Engine."



Robert E. Rosati was selected by United Technologies' Pratt & Whitney to become the first president and chief executive officer of International Aero Engines (IAE). Mr. Rosati came to this position after having spent more than a year helping to organize the new company as a senior vice president of Pratt & Whitney.

Mr. Rosati has been associated with Pratt & Whitney for more than 30 years and has worked on every commercial jet engine and all but three of the military jet engines which P&W has developed.

He joined Pratt & Whitney as an engineering department test engineer in 1953 after receiving a bachelor of science degree in mechanical engineering from Clarkson College. Mr. Rosati progressed through several project engineering assignments, and became Pratt & Whitney's first division program manager in 1972. He was named vice president of JT9D engine programs in 1976.

The JT9D was the first of the large, bypass turbofan engines that ushered in the wide-body era of commercial transport aircraft on the Boeing 747.

Mr. Rosati was appointed senior vice president-program management in 1981 and to his most recent position in 1982.

Call For Papers

Heat Transfer Committee, 1985 International Gas Turbine Conference

The Heat Transfer Committee of the ASME Gas Turbine Division will sponsor several sessions on all aspects of gas turbine cooling and heat transfer technology at the 30th ASME Interna-

tional Gas Turbine Conference and Exhibit to be held March 17-21, 1985, in the Albert Thomas Convention Center, Houston, Texas.

Appropriate topics for papers might include, but are not limited to: cooled turbine experiments, experimental methods, heat transfer and metal temperature analyses, boundary layer analyses, film cooling, airfoil internal and external heat transfer experiments and analyses, disk cooling, combustor liner cooling, and combustor heat transfer analyses.

Prospective authors are requested to submit three copies of abstracts by June 1, 1984. Notification of tentative acceptance of abstracts will be sent by June 15, 1984. Four copies of manuscripts will be due on September 1, 1984. Final versions of accepted papers, typed on ASME supplied mats, will be due on December 1, 1984. All papers submitted will be reviewed in accordance with established ASME Gas Turbine Division policy and procedures. All abstracts, manuscripts, and inquiries may be sent to: Mr. David M. Kercher, General Electric Company, Aircraft Engine Business Group, 1000 Western Avenue, Lynn, MA 01910, TEL: (617) 594-4745.

Professor Karl Bammert — Honored at WAM

Professor Karl Bammert was formally recognized with the presentation of an Honorary Membership in ASME at the ASME Winter Annual Meeting, November 16, 1983, in Boston.

Bammert has presented numerous ASME papers and has supported and participated in ASME Gas Turbine Division activities relative to closed cycle gas turbine power systems, coal-fired heaters for these systems and fluid flow in turbomachinery components. He is an active member of Gas Turbine Division's Closed Cycles Committee.

Call For Papers

1984 Joint Power Generation Conference

If you wish to offer a paper for the 1984 JPGC in Toronto (September 30-October 4), but failed to submit an abstract/green sheet, call the respective session organizer immediately for possible arrangements (The due date was February 1, 1984).

- Combustion and Fuels — L.B. Davis, Jr., General Electric Co., 518/385-9677

- Turbomachinery — B. Steltz, Power Dynamics, 215/359-1505
- Electric Utilities — S.J. Lehman, UTRC, 203/727-7035
- Coal Utilization — S. Moskowit, Curtiss-Wright, 201/777-6936.

A reminder for those who have already submitted a green sheet and abstract, the review copies of your manuscript are due in the session organizer's hands on March 1, 1984. If you have any other questions, call the program chairman, S.C. Kuo at CEMCOM Inc., 301/731-4210.

Thru The Years — With R. Tom Sawyer, Publisher Emeritus



I am sorry to announce that Dr. Curt Keller, our good friend for many years, died on January 20, 1984 in Zurich, Switzerland at the age of 80. I first met him at the 1945 ASME Winter Annual Meeting where he presented a paper on the Closed Cycle Gas Turbine (CCGT).

I was writing a book then "Applied Atomic Power." So I asked Curt Keller to use part of his paper for a chapter in the book which he was very glad to do. This chapter not only described the advantages of the helium cooled reactor with the CCGT but also it showed the high efficiency and potential advantages of the CCGT.

My paper at the recent Gas Turbine Conference in Japan was on the "History of the Coal Burning Gas Turbine." This referred to helium cooled reactors, but it emphasized the CCGT and its advantages for modern cogeneration.

Dr. Curt Keller planned to attend our Conference at Amsterdam. We will all miss him.

M.I.T. Offers Short Professional Course

The purpose of the course to be conducted July 9-13, 1984, is to impart a fundamental understanding of all basic aspects of gas-turbine design. These basic aspects apply to all gas turbines, including jet engines. The emphasis throughout is on how new materials technology, new understanding of component efficiencies, and thermodynamic-cycle optimization, can be used to produce gas-turbine engines which, in certain circumstances, can be expected to exceed 60 percent in thermal efficiency.

For additional information, contact: Director of the Summer Session, M.I.T., room E19-356, Cambridge, MA 02139.

Services Available From THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

- WHO'S WHO in the Committees of Gas Turbine Division is a directory of all administrative and technical committee members. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee member's name and address. The 1983-84 edition is now available for orders without charge.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Division Conferences dating back to 1957. The Directories are available without charge and individual papers may be purchased from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER for \$5.00 each prepaid.
- The ASME Gas Turbine Division's annual International Gas Turbine Technology Report is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. The Report is sent to ASME Gas Turbine Division's Technical Committee members, exhibitors and contributors to the Report. Others may request a free copy from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. Complimentary copies of the 1982 and 1983 editions of the Technology Report are still available.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER'S correspondence course on Basic Gas Turbine Engine Technology is currently being developed. The course should be available to the public in 1984.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors the ASME Turbomachinery Institute's Fluid Dynamics of Turbomachinery program. The latest program was held in Ames, Iowa in July, 1983 and the next course is planned for 1985.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes and distributes without charge over 14,000 copies of the quarterly ASME Gas Turbine Division Newsletter. Persons interested in receiving a complimentary subscription should contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is the source for information on exhibiting and participating in the International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Amsterdam, June 3-7, 1984, and in Houston, March 17-21, 1985.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is a sponsor of the ASME Educators' Seminar Program.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is a sponsor of the U.S. National Committee of the International Council on Combustion Engines (CIMAC). The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is sponsored by the ASME Gas Turbine Division and funded primarily with income received from Division activities such as the annual INTERNATIONAL GAS TURBINE EXHIBIT.



GAS TURBINE DIVISION
The American Society of Mechanical Engineers



International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA
Telephone: (404) 451-1905
Telex: 707340 IGTC ATL



Gas Turbine Journal

Followers of gas turbine technology will note that, starting with the January 1984 issue, the *ASME Journal of Engineering for Power* has been retitled the *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. About 84 percent of its contents are derived from papers handled by the ASME Gas Turbine Division, according to recent statistics. The January issue was a special issue which focused on Stress and Vibration and on Combustion and Heat Transfer. The April issue will also be a special edition concerning Turbomachinery Aerodynamics. Look for them in the paper sales area at the International Gas Turbine Conference and Exhibit in Amsterdam in June. This is your journal; please support it with your subscription.

CIMAC - Call For Papers

The 16th CIMAC Congress will take place in Oslo, Norway, June 3-7, 1985.

Synopses (or abstracts) of proposed papers are due April 1, 1984 at CIMAC, Paris. To comply with this date, synopses of proposed papers should be sent by authors to reach the following not later than 25 March 1984: Walter B. Moen, American Society of Mechanical Engineers, 345 E. 47th St., New York, N.Y. 10017.

FUTURE ASME GAS TURBINE DIVISION CONFERENCES and EXHIBITS

1984 JUNE 3-7
International Exhibition and
Congress Centre RAI
Amsterdam, The Netherlands

1985 MARCH 17-21
Albert Thomas Convention
Center
Houston, Texas

GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers EXECUTIVE COMMITTEE 1983-1984

CHAIRMAN
A. A. MIKOLAJCZAK
Rohr Industries, Inc.
P.O. Box 878
Chula Vista, CA 92012
619-691-2478

VICE-CHAIRMAN
GEORGE K. SEROVY
Mechanical Engineering Bldg.
Iowa State University
Ames, IA 50011
515-294-2023/1423

CHAIRMAN OF CONFERENCES
H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney Canada
P.O. Box 10
Longueuil, Quebec J4 K 4X9
Canada
514-647-7574

REVIEW CHAIRMAN
GEORGE OPDYKE, JR.
AVCO Lycoming Div.
550 South Main St.
Stratford, CT 06497
203-385-3212
Telex: 964242

FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN
NORMAN R. DIBELIUS
General Electric Co.
1 River Road, Bldg. 53-322
Schenectady, N.Y. 12345
518-385-9674

DIRECTOR OPERATIONS
DONALD D. HILL
International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, GA 30341
404-451-1905

MANAGER, EXHIBIT AND INFORMATION SERVICES
DAVID H. LINDSAY
International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, GA 30341
404-451-1905

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

ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
East-Lowell, Inc.
525 Executive Blvd.
Elmsford, N.Y. 10523
914-592-4710

NEWSLETTER EDITOR
ROBERT A. HARMON
35 Scholten Drive
Latham, N.Y. 12110
518-785-4651

ADMINISTRATIVE ASSISTANT
SUE COLLINS
404-451-1905

STAFF ASSISTANT
CLAIRE HOWARD
404-451-1905

the gas turbine division newsletter

Volume 25, Number 1, February, 1984

Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, A.S.M.E., 4250 Perimeter Park South, #108, Atlanta, Georgia 30341, USA, (404/451-1905). Donald D. Hill, Director of Operations; David H. Lindsay, Manager, Exhibit and Information Services; Sue Collins, Administrative Assistant; Claire Howard, Staff Assistant; Anna Mazanti, Staff Assistant.

Chairman: A.A. Mikolajczak
Rohr Industries, Inc.
Chula Vista, California

Vice Chairman: George K. Serovy
Iowa State University
Ames, IA

Editor: Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, New York

Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer
Ho-Ho-Kus, New Jersey

Publisher: Donald D. Hill
International Gas Turbine
Center
Atlanta, Georgia

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER
Gas Turbine Division
The American Society of Mechanical Engineers
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA

ADDRESS CORRECTION REQUESTED

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

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筆を依頼するもので、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 東京都新宿区西新宿7-5-13,
第3工新ビル
(Tel. 03-365-0095)

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12巻 第45号

昭和59年6月10日

編 集 者 森 下 輝 夫

発 行 者 窪 田 雅 男

(社) 日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル

TEL (03)365-0095

振替 東京7-179578

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