随筆

浮力タービンの話

千葉工業大学　水　町　長　生

私は昭和15年に東大の機械工学科を卒業し，東大航空研究所で航空発動機の研究に従事していた。航空機および航空発動機は，当時の国防上の理由から，その発達が強く要望され，学術的発達もすばらしく，現在で云うハイテク産業で，研究予算も他に較べて多く，研究所全体が活気に溢れていた。また陸軍の航空技術研究所や航空機会社から，大学出の若い技術将校や技師の方々が多数航空研究所に派遣され，それぞれ重要な研究に従事していた。大学を出て数年経ったこれらの若い人々は10名位の大部屋に入れられて，それぞれ各自の研究テーマについて研究を行っていた。私もこの部屋に入れられ勉強していた。この部屋では全員が自由な意見を云うことができ，色々技術上の問題や学術上の問題について，よく討論が行われた。私は機械工学科を出ていたため，大学時代に流体力学の講義を聞いておらず，水力学の知識しかなかった。先輩達が境界層が発達するとか，剝離するということや，マッハ数がどうのこうのという話を聞いて驚くと共に，新鮮な感覚で研究の雰囲気に浸ることができた。熱力学の第１法則やエンタルピやエントロピ等について，その他熱力学，流体力学，機械力学等の諸問題について，けんけんがくがくの話をする中に，大学時代には簡単に済ませていたいろいろな言葉や現象の内容について，一層深くつっこんだ意味を理解することができたと共に，その重要性を知り，非常に有益であった。またLambのHydrodynamicsやリヤブチンスキーの高速流体力学，Pyeの航空発動機やタービンのバイブルと云われていたStodolaのDampf－und Gas－Turbinen等について輪講を行い，勉強したのもこの頃であり，非常に役に立った。大学や研究所等で，大学を出たすぐの人に１人部屋をあてがう場合があるが，私はあまり賛成できない。大学を出てから10年位は，助手も講師も大部屋に入れたらよいと思う。若い時には矢張り大勢の同年輩の人と一緒に自由な討論の場を与えることが必要で，この自由な討論や話の中に，良い研究テーマを見つけることができ，また将来の研究に対してのポテンシャルを高めることができ，自分の研究に対して他の人の意見を聞くことができる。また専門分野の違う人がいてお互に話し合うことが必要で，他の分野の研究手法等を知ることもできる。

この大部屋では，よく学問上の又技術的なクイズを持ってきては，相手を困らせたものである。皆が持ちよったクイズの中で，今もって釈然としない問題がある。私達は熱力学の第１法則即ちエネルギの保存則上にガスタービンが成立していることを知っているが，これらから述べるのは，このエネルギ保存則を否定しようとする問題である。これが浮力タービンである。図１に示すように，コップを用意する。コップの上に薄いビニールの膜をたるませながら空気が漏れないようにしっかりとコップの上にはりつける。又は薄い軟らかいゴム膜をはりつけてもよい。膜の中央に重錘を固定する。コップの上面を上にするとA図のようになり，重錘のために，膜は下方にへこみ，凹面を形成する。このコップを反対にひっくり返すと，B図のようになり，重錘の重みのため，膜面は下方に下り，膜面は凸面を形成する。さてこのようにコップに膜をはり，中央に重錘をとりつけたものを，等間隔でベルトに取りつけると図１のようになるであろう。ベルトの上端および下端には，それぞれ図のようにホイールを取りつける。このセットを水中に沈める。水中に沈めると水圧のため，左側のコップの膜面は上方に押し上げられるが，十分に重い重錘をとりつけると，矢張り左側のコップのように下方に凸面になった形をとらせることができる。われわれはアルキメデスの浮力

（昭和62年10月19日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

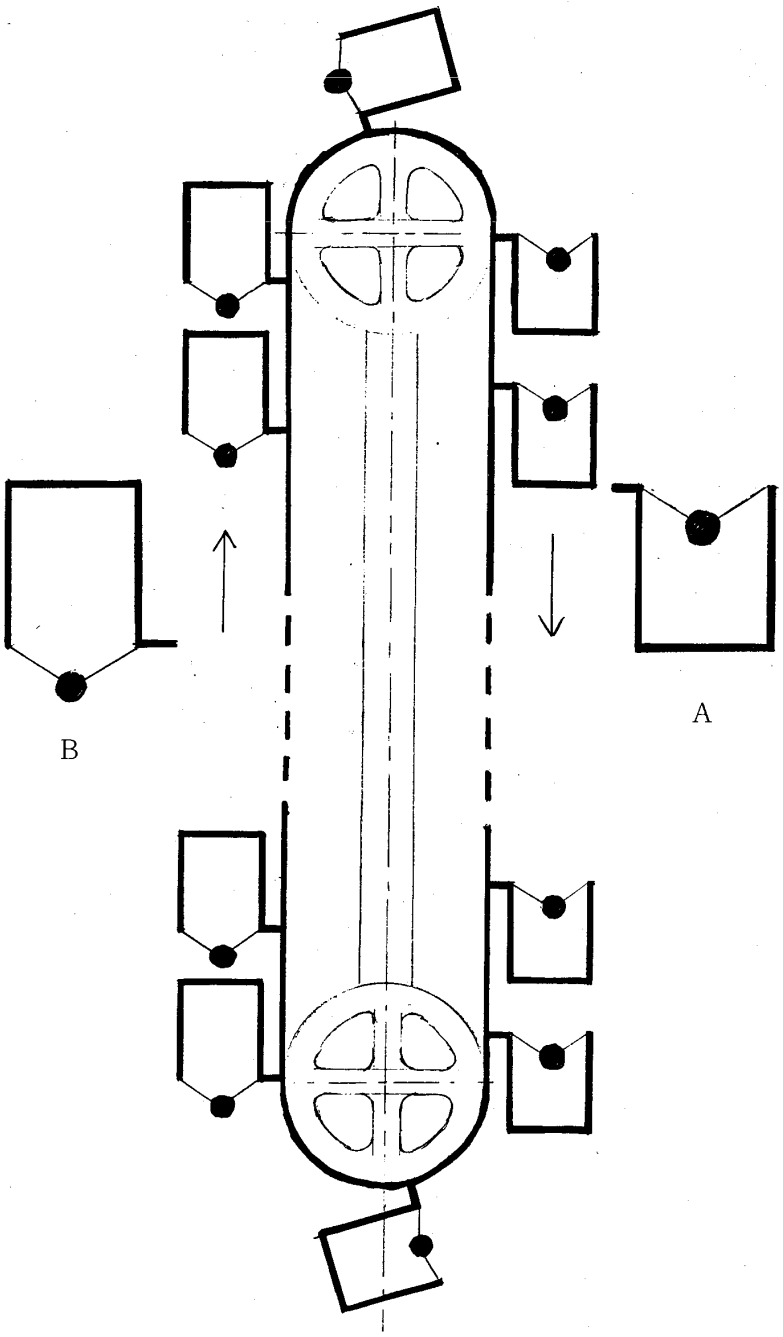


図 1

の原理を知っている。この原理から右側のコップの浮力は小さく，左側の浮力は大きいことがわかる。コップは等間隔にとりつけてあるので，右側および左側のコップの個数は等しく，全体として右側の浮力は小さく，左側の浮力が大きい。コップ，膜および重錘の重量は左右等しい。そうすると左右の浮力の差によりベルトを右廻りに回転させるトルクが作用する。このトルクによってベルトは回転し，ホイールが回転し，ホイールの中心軸にとりつけた発電機を駆動し，電力を発生させることができるという仕組みである。このセットをただ水中に沈めることによって，永久に電力を得ようという考えである。実にすばらしい考えではないでしょうか。

この考えがエネルギ保存の法則に反するから成立しないということではなく，力とその変位即ち仕事の関係からこの考えが成立しないことを証明せよという問題である。頭の体操として会員の皆様の正解を期待したい。

以 上

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

論説・解説 1. 高効率ガスタービン特集号の発刊にあたって

第12期編集委員長　森　下　輝　夫（船舶技術研究所）

高効率レヒートガスタービンを中心とするパイロットプラントAGTJ－100Aの性能試験が成功裡に完了したことに対してガスタービンに関心をもつ多くの人々とともに心からの祝意を表したいと思います。

性能試験が順調に進んでいることを伝え聞いた第12期編集委員会は，今秋開催された1987年国際ガスタービン会議東京大会ではAGTJ－100Aに関する多くの報告が予定されていたこともあって，できるだけ早い機会に高効率ガスタービン特集号を出したいと考えました。さいわい工業技術院，高効率ガスタービン技術研究組合の快諾がえられ関係者のご協力でそれが実現できることになりました。

高効率ガスタービンの研究開発は10年に及ぶ大きなプロジェクトで，その成果はこれまでいろいろな場で発表されてきました。そこで編集委員会はこの特集号をプロジェクトの全体が鳥瞰図的にとらえられるものにすることにしました。すなわち，研究開発の特定の項目について詳しく紹介することは別の機会にゆずることにし，研究開発がどのような考えで企画され，各技術分野でどう取り組まれ主要な成果は何か，それがどのように生かされたか，さらにできれば将来の発展まで展望できるようにと，たいへん欲張った企画をたてました。同時に成果の詳細については参考文献をあげて読者の便宜に供することにしました。

こうした事情からこれまでになく広い分野から多数の執筆者のご協力をいただくことになりました。

パイロットプラントの性能試験が完了したこの時期に本特集号をお届けすることができることは編集委員会の大きなよろこびであります。この特集号は第12期編集委員会の中に設けられた特集号担当小委員会［今井鉄理事（研究組合），古閑昭紀（東芝），杉山晃（三菱重工）各委員］が中心になって企画し，編集委員各位のご協力によりまとめられたものであります。

最後に，この企画にご賛同いただき，貴重な原稿をお寄せいただいた工業技術院，高効率ガスタービン技術研究組合ならびに関係研究機関・企業の方々に厚くお礼申し上げます。

協　賛

○第8回アルコール燃料国際シンポジウム

主　催　　新エネルギー総合開発機構（NEDO）

日　時　　昭和63年11月13日～16日

会　場　　京王プラザホテル

発表申込締切　　63年2月末日

詳細はNEDO（Tel　03－987－9481）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

論説・解説 1. 高効率ガスタービン特集号の発刊にあたって

第12期編集委員長　森　下　輝　夫（船舶技術研究所）

高効率レヒートガスタービンを中心とするパイロットプラントAGTJ－100Aの性能試験が成功裡に完了したことに対してガスタービンに関心をもつ多くの人々とともに心からの祝意を表したいと思います。

性能試験が順調に進んでいることを伝え聞いた第12期編集委員会は，今秋開催された1987年国際ガスタービン会議東京大会ではAGTJ－100Aに関する多くの報告が予定されていたこともあって，できるだけ早い機会に高効率ガスタービン特集号を出したいと考えました。さいわい工業技術院，高効率ガスタービン技術研究組合の快諾がえられ関係者のご協力でそれが実現できることになりました。

高効率ガスタービンの研究開発は10年に及ぶ大きなプロジェクトで，その成果はこれまでいろいろな場で発表されてきました。そこで編集委員会はこの特集号をプロジェクトの全体が鳥瞰図的にとらえられるものにすることにしました。すなわち，研究開発の特定の項目について詳しく紹介することは別の機会にゆずることにし，研究開発がどのような考えで企画され，各技術分野でどう取り組まれ主要な成果は何か，それがどのように生かされたか，さらにできれば将来の発展まで展望できるようにと，たいへん欲張った企画をたてました。同時に成果の詳細については参考文献をあげて読者の便宜に供することにしました。

こうした事情からこれまでになく広い分野から多数の執筆者のご協力をいただくことになりました。

パイロットプラントの性能試験が完了したこの時期に本特集号をお届けすることができることは編集委員会の大きなよろこびであります。この特集号は第12期編集委員会の中に設けられた特集号担当小委員会［今井鉄理事（研究組合），古閑昭紀（東芝），杉山晃（三菱重工）各委員］が中心になって企画し，編集委員各位のご協力によりまとめられたものであります。

最後に，この企画にご賛同いただき，貴重な原稿をお寄せいただいた工業技術院，高効率ガスタービン技術研究組合ならびに関係研究機関・企業の方々に厚くお礼申し上げます。

協　賛

○第8回アルコール燃料国際シンポジウム

主　催　　新エネルギー総合開発機構（NEDO）

日　時　　昭和63年11月13日～16日

会　場　　京王プラザホテル

発表申込締切　　63年2月末日

詳細はNEDO（Tel　03－987－9481）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

2. 高効率ガスタービンの研究開発

通商産業省工業技術院 山 岸 喜一郎

1 開発の背景

第一次石油ショックが昭和48年に世間を震憾させて以来，石油消費国はエネルギーの安定供給確保の為，エネルギー多様化の道をたどってきた。我が国の一次エネルギーの中で石油の占める割合は石油ショック前は，実に約80％にも達しており先進国でも最も高いものとなっていた。しかもそのほとんど100％に近い石油が輸入に頼っていたのである。昭和59年度にはその割合が60％以下となり，着実に低下してきているのが現状である。その脱石油対策の一環としてLNG発電が昭和52年当時から，そのクリーンな性状と共に脚光をあびてきた。また同時に省エネルギー効果の大きい，大出力高効率ガスタービンに対するニーズが高まってきた昭和53年秋から，この高効率ガスタービンの研究開発プロジェクトが，ムーンライト計画の一つの柱として実施に移された。10年にわたる開発の推進も，現在最終年度を迎えて，取りまとめの段階に入っている。この10年を振り返って本研究開発の位置付けを説明したい。

2 開発の内容

高効率ガスタービンの研究開発プロジェクトは研究期間を昭和53年度から昭和62年度までの10カ年とし，研究費総額約260億円をもって，複合発電プラント総合熱効率55％（低位発熱量基準，以下LHVと略す）を達成するため，その中心をなす低公害，高効率ガスタービンを開発するものである。これにより現在の新鋭複合サイクル火力発電所の熱効率47％程度を飛躍的に向上させるもので10～20％の燃料消費量の節約となり，大きな省エネルギー効果が得られることになる。また，併わせてその高効率を達成するための基盤技術である，耐熱合金の開発，及びセラミックスを積極的に応用した高温化技術の研究開発，種々のガスタービン要素の研究開発，更に，エネルギーシステムとしての最適化をはかるトータルエネルギー供給システムの研究など，裾野の広い，しかも推進の過程で更に奥行が深くなっていくもので，10年間の期間を考えても，その得られた成果は非常に大きいものがある。本プロジェクトは官民が協力して研究開発にあたっているもので，官側としては，科学技術庁航空宇宙技術研究所及び金属材料技術研究所，工業技術院機械技術研究所，同名古屋工業技術試験所，同大阪工業技術試験所，同九州工業技術試験所の5機関がそれぞれの分担を担当し，民間側としては，東京電力㈱，ガスタービンメーカ6社，材料関係7社の計13社に，電力会社を代表して（財）電力中央研究所から構成された高効率ガスタービン技術研究組合が中心となり，電力10社の応援を受け，広範囲の参加を得て研究開発を推進してきたものである。上記の耐熱材料の開発並びにガスタービン要素技術開発については，内外の最高技術を駆使し，それによって確立された技術を基に高効率ガスタービンの設計開発がなされたのであるが，その主たるテーマは以下の2つにある。

(1) 複合サイクル総合熱効率50％（LHV）以上を目標とするパイロットプラント（AGTJ－100A，ガスタービン出力 100MW級）による，システム検証として毎日の起動停止及び連続運転を含めた実証運転並びに環境保全実証調査を行うこと。

(2) 複合サイクル総合熱効率55％（LHV）以上を目標としたプロトタイププラント用ガスタービンの技術検証を種々のテストを通して行うこと。

ガスタービンの機種の選定にあたっては種々の検討がなされた結果，世界でもその数が非常に少ないレヒートガスタービンが採用されることになり，また水を直接噴霧して冷却する直接熱交器を用いた中間冷却方式による2軸ガスタービンとした。

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

そもそも，このレヒートガスタービンは1940年代後半に既にヨーロッパで商用化されていたもので，当時上昇を続ける蒸気タービンの効率に対抗するために，より高い効率を目指し，シンプルサイクルガスタービンを発展させてレヒートタイプが生まれた経緯がある。1970年頃までに数十台が設置されたようである。しかしその後，再熱式（リヒート）蒸気タービンが一層大容量化，高効率化し，電力供給の面で世界的に主流にのし上がって以来，レヒートガスタービンは，自然消滅した形となった。その後のガスタービンの需要は，主として非常用，ピークロード用のシンプルサイクル，あるいは産油国を中心とした地域分散電力供給用として使われ，効率の面での役割は，2次的なものとなり，電力供給の主流にはなり得なかったのである。その後，今日まで，蒸気タービン（再熱式）は，熱効率の面で多少の進歩はあったにしても，ここ20年近く，その主蒸気圧力，温度が，246気圧，538℃（あるいは566℃）の域を，停滞している。一方で，ガスタービンはタービン入口温度を年平均10℃ずつ上昇させてきた。これは主として，冷却技術の向上に負うのであるが，それにしても蒸気タービン，ガスタービンの単体効率での彼我の差は歴然としているし，また単機容量からしても到底太刀打ちできるものではなかった。ガスタービンにとって一つの大きな転機は，特に石油ショック以降叫ばれ，真剣に検討がなされた省エネルギーの観点から発電システムを見直した時に，ガスタービンと蒸気タービンとを組合せた複合サイクル発電システムが脚光をあびたことであり，エネルギーの分散化と併せてLNG焚き複合サイクルが現実に設置されつつあるのは周知のとおりである。複雑なシステムからくる弊害を技術で克服して，旧来の安定した実績を，BREAK THROUGHすることが行なわれつつあるのである。このようなBREAK THROUGHは，電力の公共性からして10年を単位とした長い年月が必要のようである。この高効率ガスタービンの開発がレヒートガスタービンで幕をあけた昭和53年当時は，まさにこの単体からシステム指向へ移行しようとした頃であった。このレヒートガスタービンが航空エンジン並の高温化と，シンプルサイクルに比してはるかに高い比出力を同時に満足させることができ，その高い部分負荷の効率を含めて，複合サイクルに最適なガスタービンとして評価する事ができる。また時流にあった選定であったと考えられる。

現在パイロットプラントは，レヒートガスタービン（AGTJ−100A）実機での実証テストを終了した。延べ運転時間にして，500時間を越え，起動停止の回数146回，総発電電力量も約1800万KWHに達した。またタービン入口温度1300℃（現在，陸用ガスタービン商用機での最高は1250℃程度）での100時間連続運転もクリヤした。特にパイロットプラントの総合熱効率の目標である50％（LHV）以上を達成し，所期の目標は達成した。しかし，この50％はプロジェクト発足当時の10年前ならいざ知らず現在では決して満足すべきものではない。シンプルサイクルガスタービンを用いた複合サイクルプラントでも技術の進歩により，現在では50％に近い熱効率が出せるようになっている。

熱効率55％を目標とするプロトタイププラントについては，本年度その技術を検証するための種々のテストを行なうことになっているが，技術的に可能であるという検討結果がでている。またパイロットプラントについても，9年前，設計開発を始めた当時の技術と比べて，その間の技術の進歩と，実証運転等を通して得られた技術の向上の数々に，プロトタイププラントの技術を加えるならば熱効率の向上は更に現実性をもったものとなるであろう。

3 まとめ

高効率を目指す技術の進歩に終止符はない。その生みの苦しさは大きいが，成果が日の目を見るまでには長い年月が必要となる。特にガスタービンのような大型の技術開発は，断片的な成果ですら，それを出すためには多くのマンパワー，研究費用と，長い準備期間が必要となる。再熱式（レヒート）蒸気タービンが30〜40年たって，電力供給の主役の座を得ているように，本プロジェクトについても，長い目で見て，かつ，出来るだけ早期に，実用化に向け着実なる成果がでることを願ってやまない。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

3. 複合発電システム

㈶電力中央研究所 浜 松 照 秀
㈶電力中央研究所 三 巻 利 夫

1. まえがき

我が国の電気事業においては，東北電力㈱東新潟火力第3号系列，東京電力㈱富津火力1号系列の運開によりLNG焚新設火力発電プラントとして排熱回収型の大型複合発電プラントが定着する気運が高まっている。

昭和48年秋のエネルギー危機に端を発してスタートした通商産業省工業技術院の大型省エネルギー研究開発いわゆるムーンライト計画の「高効率ガスタービンの研究開発」は，正に官民一体となり従来の火力発電プラントの熱効率を飛躍的に向上させる技術開発を推進することを目的としている。その最終目標は，高効率ガスタービンを中核とした複合発電プラント総合熱効率で55％（LHV基準）が達成出来る技術的見通しを得ることとされている。

本稿では，この複合発電プラントを対象として

- 熱併給を伴なう複合発電プラント
- 複合発電プラントにおけるLNG冷熱利用
- 1000 MW級複合発電プラントの特性
- パイロットプラントの運転データに基づく複合発電プラントの性能

に関し，これまで得られた成果について述べる。

2. 熱併給を伴なう複合発電プラント[(1)(2)(3)]

燃料の保有する化学エネルギーを有効に活用する方法として，発電プラントで発生した蒸気あるいは温水を地域暖房・給湯に利用する熱併給システムがある。このようなプラントとして，高効率ガスタービンを中核とする複合発電プラントと，従来の蒸気タービンプラントを用いた場合について比較した結果を表1[(1)]に示す。発電負荷を一定とし，供給熱負荷を100，50，30％としたケース

表1 蒸気タービン系のみに熱供給させた場合との比較

上段；蒸気タービン系のみ
下段；今回の複合発電プラント

	Ⅰ		Ⅱ		Ⅲ	
供給水条件	180℃/90℃		→		→	
	16 ata 蒸気		→		→	
発電負荷	125MW	107.5G/h	〃	〃	〃	〃
	139MW (G/T 115MW S/T 24MW)	119.5G/h	〃 (G/T 107MW S/T 32MW)	〃	〃 (G/T 104MW S/T 35MW)	〃
熱供給負荷	100％	68.5G/h	50％	34.3G/h	30％	20.6G/h
	100％	68.5G/h	50％	34.3G/h	30％	20.6G/h
熱出力合計 Qout (電気 熱供給)	176.0G/h		141.8G/h		128.1G/h	
	188.0G/h		153.8G/h		140.1G/h	
総合効率 $\frac{Qout}{Qin}\times 100$	58.6％		50.9％		47.6％	
	71.7％		63.0％		59.2％	
熱入力 Qin	300.3G/h		278.5G/h		269.3G/h	
	260.9G/h		244.0G/h		237.0G/h	

（昭和62年10月16日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

をⅠ～Ⅲにそれぞれ示す。各ケース共，複合発電プラントを利用した方が，熱効率が高い分熱入力が少なくて済み，総合熱利用率として約12%の向上が見込まれる。

熱併給複合発電プラントの運用方法に関して検討した結果を図1[(1)(2)(3)]に示す。図中の最適運用曲線は熱・電力供給地域の熱需要が定まった場合に，発生電力を熱出力に換算して総合熱利用率を求め，それが最大となる運転点を結んだものである。従って対象としている地域の電力・熱の需要パターンがこの曲線に沿ったものであれば，プラントとして常時最も効率の良い負荷で運転できることになる。図中に代表的地域[(4)]の夏・冬における2時間毎の熱・電力需要を○×でそれぞれ示している。これによると昼夜間帯の需要パターンは，ほぼ最適運用曲線に沿って分布しているが，深夜から早朝にかけての電力・熱需要が非常に少なく，電力系統との融通，熱・電力貯蔵システムとの併用といった対策についても検討を要する。

3. LNG冷熱の有効利用[(5)(6)]

LNGの保有する冷熱の利用法としては，現状液体酸素・窒素の製造，冷凍倉庫，冷熱発電などが実用化されている。ここではLNG冷熱の，高効率ガスタービンを用いた複合発電プラントに特有な利用方法について検討した結果について述べる。用途としては次のものが考えられる。

(a)　ガスタービン吸気空気の冷却
(b)　中間冷却器での空気冷却
(c)　タービン冷却用空気の冷却
(d)　ガスタービン排ガスからの水回収システムへの適用

(a)については，熱交換率0.62で常温大気を0℃まで冷却できるが，この場合相対値でガスタービン効率を約1.7%，複合発電効率を約0.7%向上させ得る。(b)については，この複合発電プラントで消費するLNG量では冷熱の絶対量が不足で直接水噴射方式で考えられている温度レベルまで空気を冷却することが出来ない。(c)については，若干タービン冷却用空気の低減が図れるものの複合発電プラント効率向上にはほとんど寄与しない。最も有効と考えられるのは(d)の用途である。高効率ガスタービンは，中間冷却器に直接水スプレー方式を採用しているため，かなりの純水を消費し，これが排ガス中に含まれ大気へ放出される。このため図2[(5)(6)]に示すように排熱回収ボイラ出口に減温器を設置し，排ガスに含まれる水を回収する装置が検討されている。この装置における水回収量の冷却水温に対する感度は大きく，この冷却水温度の低下にLNG冷熱を利用した場合，最大約200T/D（相対値で約16%）の水回収量の増加が期待される。

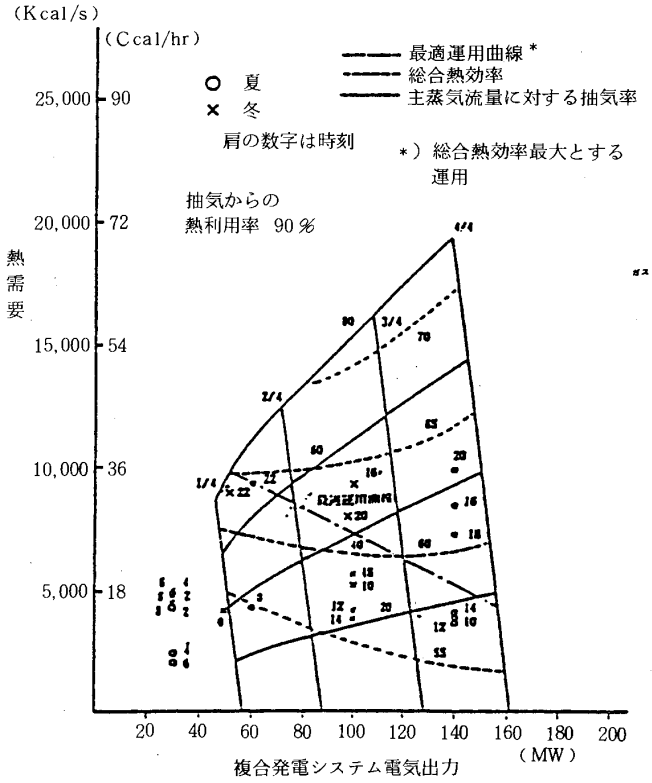


図1　最適運用曲線と熱需要電力需要例

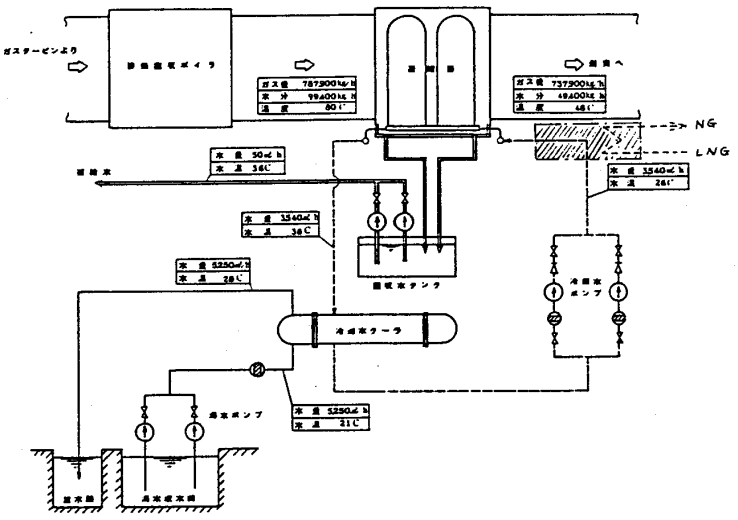


図2　水回収装置マテリアルバランスとLNG冷熱利用箇所

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

4. 1000MW級複合発電プラントの特性[7][8][9][10]

高効率ガスタービン技術研究組合の一般試験研究として，将来高効率ガスタービンが商用機として用いられた場合を想定して，1000MW級複合発電プラントの概念設計に関する調査研究が実施された[7]。この中では，

- 複合発電プラントのシステム及び機器構成
- 排熱回収ボイラの概念設計
- 蒸気タービンの概念設計
- 複合発電プラントの全体機器配置

に関する調査研究の成果が示されている。この概念設計プラントの主要目を表2[7]に示す。ここでは概念設計で示された排熱回収プラントの諸元を基に，複合発電プラントとしての静特性・動特性に関して検討した結果について述べる。

4.1 複合発電プラントの静特性

解析の対象とした複合発電プラントの全体システム構成を図3[8]に示す。図に示されるように高

表2 複合発電プラントの主要目

出　　力	ガスタービン出力	124.3MW × 6 = 745.8MW
	蒸気タービン出力	285MW × 1 = 285MW
	総合出力	1,030.8MW
熱　効　率 LHV/HHV※	ガスタービン熱効率	39.19/35.35％
	総合熱効率	54.17/48.87％
	※NG重量組成％	C：76.30，H：23.67
ガスタービン形式	2軸レヒートガスタービン（中間冷却器付）（2SC/P(I+L)P/IR）	
蒸気タービンサイクル形式	再熱一段混圧形（169kg/cm²g/566℃/538℃，混圧5.8kg/cm² abs. 飽和）	
ボイラ形式	立形，排熱回収・強制循環式（脱硝装置内蔵）	
蒸気タービン形式	TC　4F−26″，3車室形	
排ガス条件（排熱ボイラー出口）	排ガス量	830.6t/h × 6
	排ガス温度	99℃
	NO_x	40PPM（5％O_2換算）
温排水条件	温排水量	78,000t/h
	温度上昇	7℃

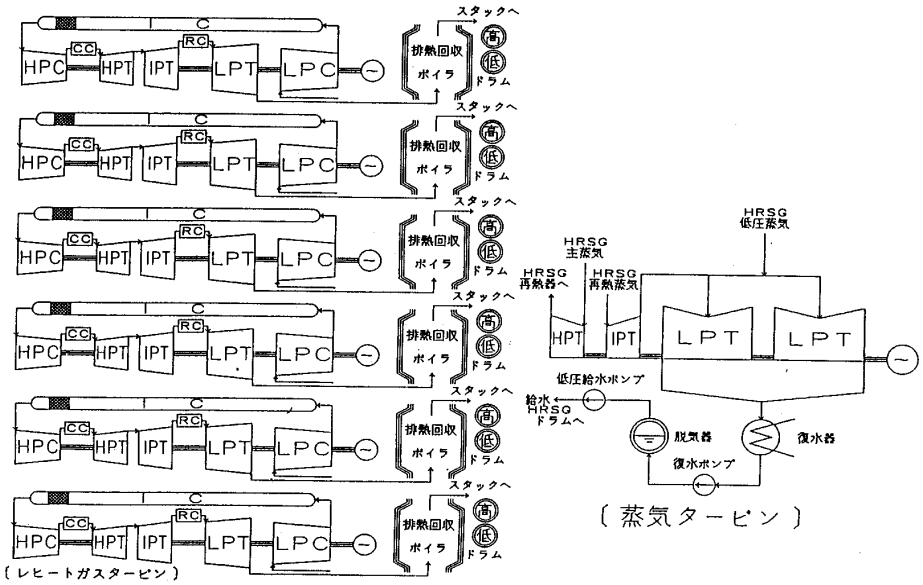


図3 シミュレーションシステム構成図

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/16.

効率ガスタービンパイロットプラント6台，排熱回収ボイラ6缶，混圧・再熱型蒸気タービン1台から成る1000MW級複合発電プラントを想定している。排熱回収ボイラの伝熱面配置及び蒸気タービンの構成は，図4[9]に示す通りである。このシステムに関して，熱・物質収支，ガス−蒸気間の伝熱特性，タービン・ポンプ等の機器特性などを数式化してシミュレーションプログラムを作成し，設計点・部分負荷時における諸特性について検討した結果次のことが明らかとなった。

設計点性能に関しては，排熱回収プラントの主蒸気・再熱蒸気条件がガスタービン排ガスの状態量に依存するため，その選定の裕度は小さく，それらの条件を多少変えても全体性能に与える感度は小さかった。

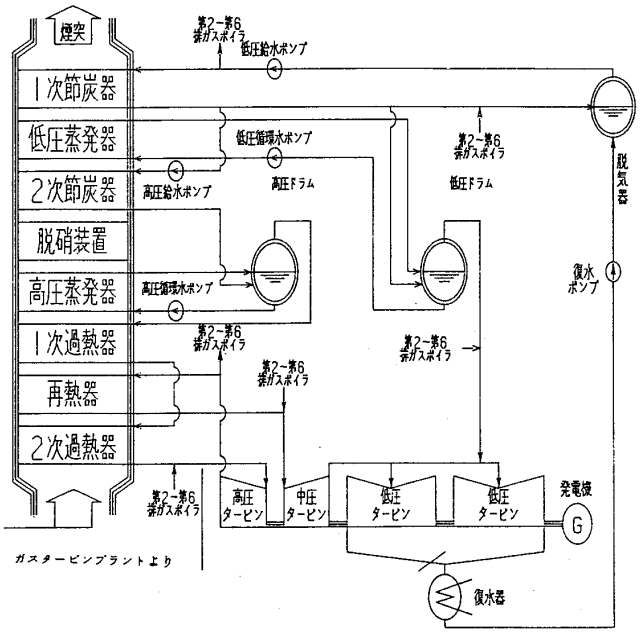


図4　混圧・再熱型排熱回収蒸気タービンプラントの構成

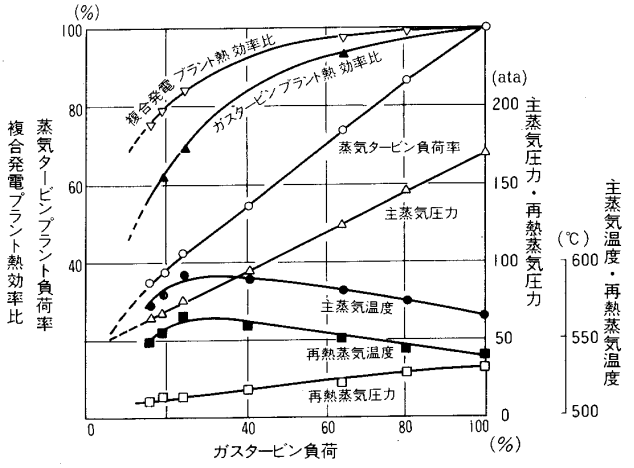


図5　混圧・再熱型排熱回収蒸気タービンプラント部分負荷特性

図5[10]に主蒸気の温度制御を特に行わない場合の排熱回収プラントの部分負荷特性を示す。ガスタービン負荷が定格負荷から部分負荷になると共に主・再熱蒸気圧力は，ほぼ負荷とリニアに変化していく。一方主・再熱蒸気温度は，ガスタービン排ガス温度が一定の間は負荷の低下と共に漸増し，排ガス温度が低下すると蒸気温度も低下するという特性を有している。このため定常状態においても過熱器・再熱器スプレーあるいは排ガス再循環といった方法で蒸気温度の上昇を抑えるシステムを考慮しておくことが必要とされる。これらについて検討した結果を図6，7[9]に示す。ピンチポイント温度差，アプローチポイント温度差についても低負荷帯ほど小さくなる傾向を有するが，高圧側と低圧側で負荷に対する変化率が大きく異なり，これらに関しても設計時に考慮しておくべき事柄の一つと考えられる。

図8[10]に複合発電プラントの台数切替運転を行なった場合及び行わなかった場合についての熱効率解析結果を示す。台数切替運転を行なえば，当然のことながら無負荷〜定負荷の広い範囲にわたって設計点効率に非常に近い高効率での運転が可能となる。また台数切替運転を行わない場合でも½負荷時において設計効率の約95％という従来火力並の高い部分負荷効率を得ることが可能である。これは高効率ガスタービンの低圧圧縮機が全段可変静翼となっており，ガスタービンの負荷制御は，基本的に静翼角を操作して吸込空気流量を増減させることにより行なっているためである。このため部分負荷時においてもガスタービン入口温度ひいてはガスタービン排ガス温度を設計温度近傍の高い温度に維持しておくことが可能で，排熱回収プラントの主・再熱蒸気温度も低負荷帯まで高温に保つことが出来る。

4.2　複合発電プラントの動特性

図9[9]にガスタービン排ガス流量，給水流量，高圧循環水流量をステップ状に変化させた場合の排熱回収プラント内部の各状態量の応答特性を示す。実線は主蒸気温度制御として排ガス再循環を

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

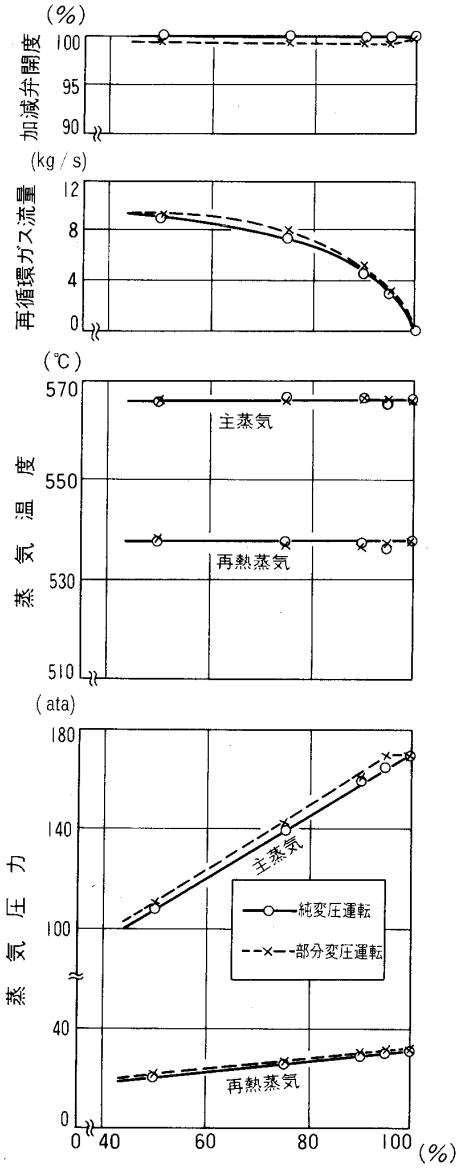


図6 排ガス再循環時の部分負荷特性

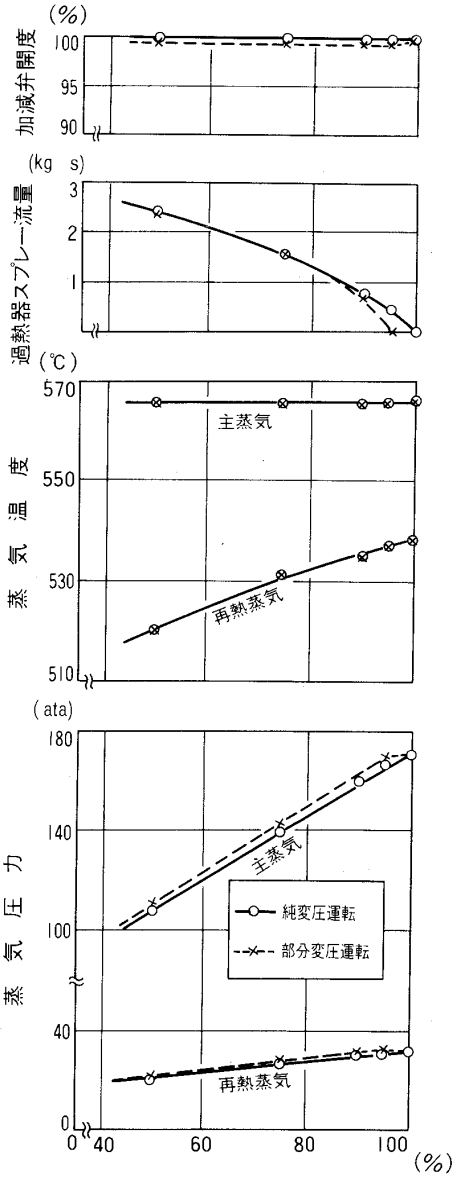


図7 過熱器スプレー時の部分負荷特性

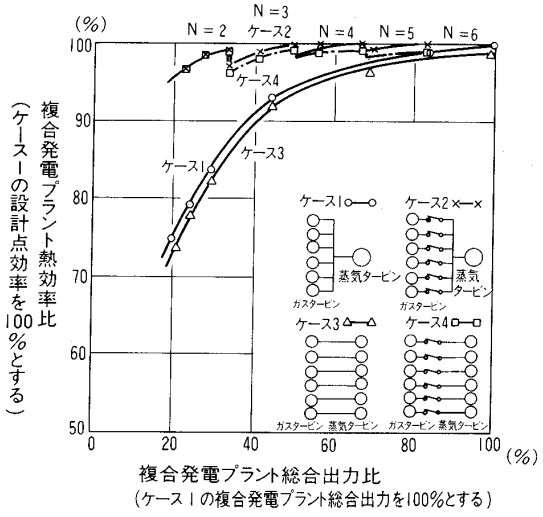


図8 複合発電プラントの運転方式の差異による性能比較

考慮した場合，破線は過熱器スプレーを考慮した場合をそれぞれ示している。また整定時の基準負荷は，ガスタービン負荷で90％，各操作量の変化幅は95％負荷整定値との差分としてある。この結果，負荷変化時において，主蒸気・再熱蒸気温度の逆応答特性，及び自己平衡性を有しない高・低圧ドラムの水位変化が全く相反した動きを示すということが明らかとなり，制御系設計の際の留意点として考慮しておくことが必要である。

5. 複合発電プラントの運転状態表示システム(11)(12)(13)

高効率ガスタービンパイロットプラントは，設計・製作・工場試運転を経て，昭和59年3月より昭和62年7月10日まで東京電力㈱袖ケ浦発電所

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

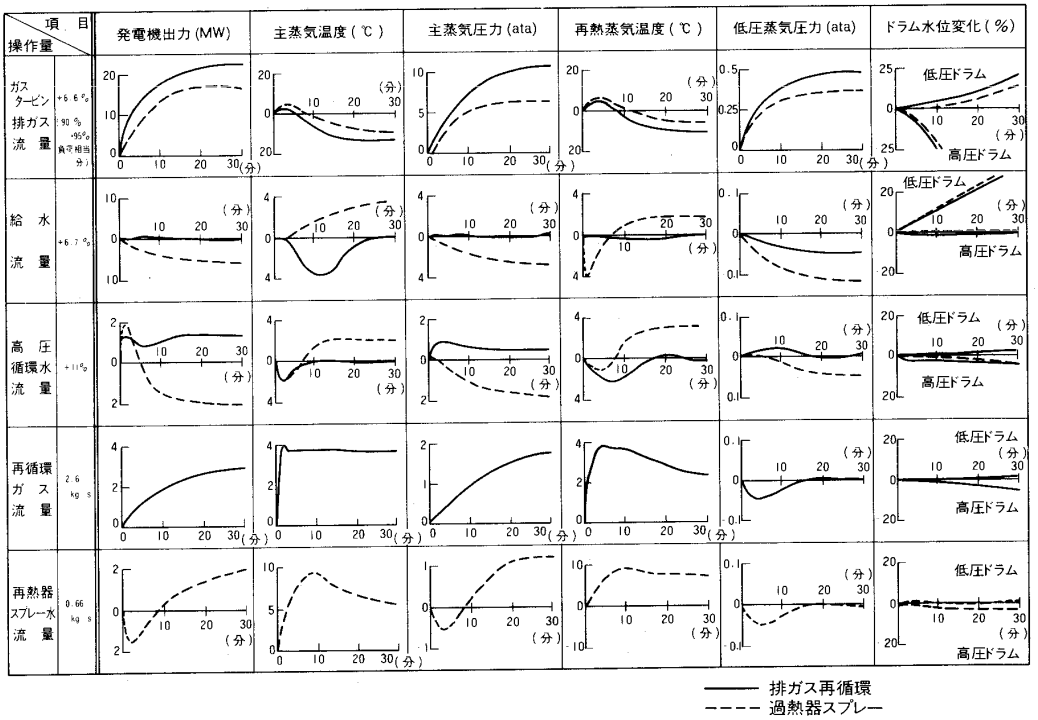


図9 ステップ応答例（基準負荷90％）

構内において電力系統に併入して現地試運転及び環境保全実証試験が続けられた。ここでは，このパイロットプラントの運転データを基に排熱回収プラントの特性を計算機でシミュレーションし，その結果を中央操作室に設置されたディスプレイ装置に表示するという運転状態表示システム並びにオフラインでデータ解析を行った結果について述べる。

5.1 ハードウェア構成

パイロットプラントとして製作・運転が行なわれたのはガスタービン単体である。そこで図10[(11)(12)]に示すデータ収録・運転状態表示システムを開発し，複合発電プラントとしての性能推定をオンラインで行なった。このシステムの基本的な機能は次の通りである。

- パイロットプラントの主要な状態量計測
- 計測データの工学単位変換とシミュレーションに必要なデータの算出
- 排熱回収プラントのシミュレーション
- 計測値及びシミュレーション結果を用いた複合発電プラントの運転状態表示

データ収録機能としては，最高10m秒/60点という高速データ収録機能を有しているが，これはガスタービン単体のデータ解析用として，トリップあるいは負荷遮断といった急峻な状態変化時のデータ収録用として開発したものである。通常運転時に状態表示を行なっている際の収録間隔は1秒とした。

計測信号取込用のターミナルボックスでは，全点アイソレータを介して信号取込を行ない入力機器側と絶縁すると共に，全点遮断リレーを介しているため，何らかの不具合発生時には遮断ボタンにより入力信号を機器側から瞬時に切り離せるシステムとなっている。

5.2 ソフトウェア構成

図11にオンラインで試験データの収録，シミュレーション，運転状態表示を行なう際の各プログラムのスケジュール及びデータフローを示す。計測データは。ディスクファイルまたは磁気テープに収録されると共に，工学単位に変換されて状態表示用あるいは排熱回収プラントシミュレーション用として利用するためにシステムコモン領域に書き込まれる。

運転状態表示用画面の選択は，システムコンソールのファンクションキーまたはデジタイザを用いて容易に行なうことが出来る。

5.3 システムの運用とオフライン解析結果

本システムは，昭和59年3月パイロットプラン

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

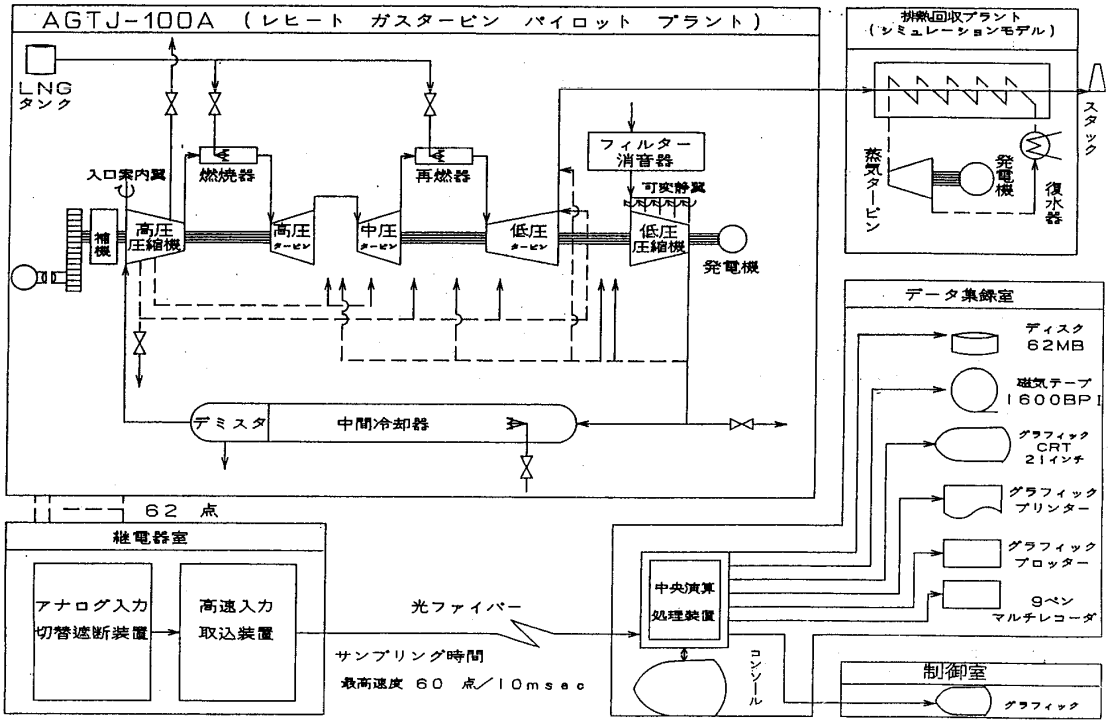


図10 複合発電プラント運転状態表示システム構成

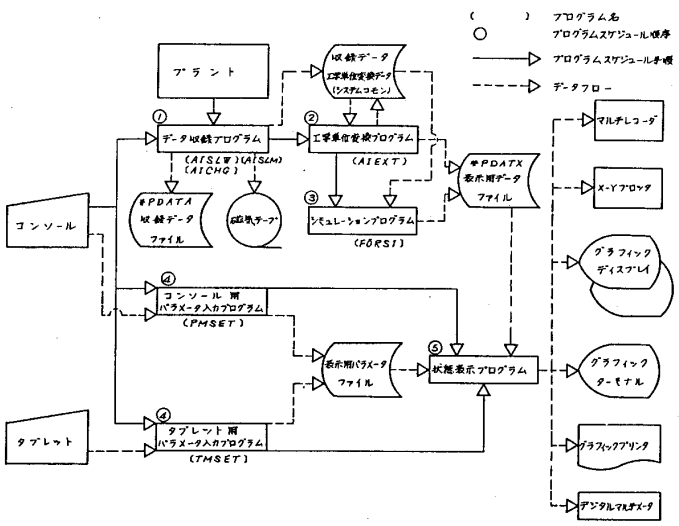


図11 オンライン運転状態表示モードにおける全体プログラムスケジュールフロー

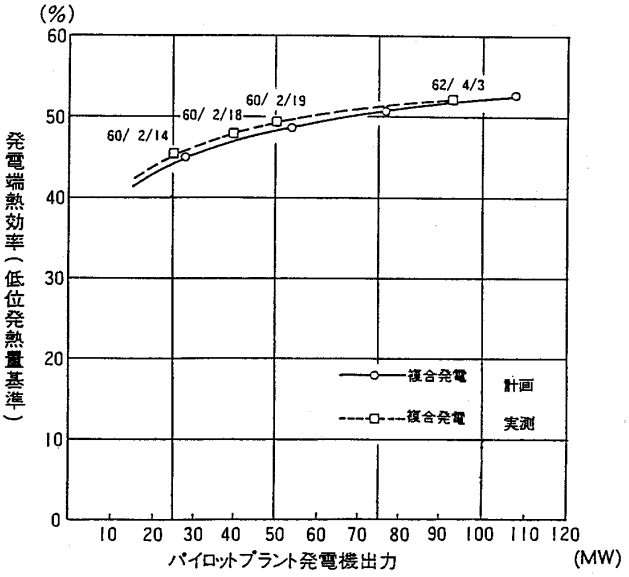


図13 複合発電プラント推定熱効率

トの試運転が始まり，昭和62年7月10日に環境保全実証試験が完了するまで運用に供された。この間計算機のインターフェイスカード，I/Oボードなどハードウェア上のトラブルはあったもののほぼ所期の目的通りオンラインでの複合発電プラントの運転状態表示を行ない，現地試運転の目標達成度に1つの目安を与えることが出来た。図12[13]に本システムを用いて状態表示を行なっていた状況を示す。

また本システムによって得られたパイロットプラントの試験データを基に，オフラインで複合発電プラント熱効率を算出した結果と当初見込まれていた熱効率との比較を図13に示す。図に示されるように，ほぼ当初の見込み通りの結果が達成され，パイロットプラントの運転試験研究は終了した。

6. あとがき

本稿は，(財) 電力中央研究所が通商産業省工

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/02.

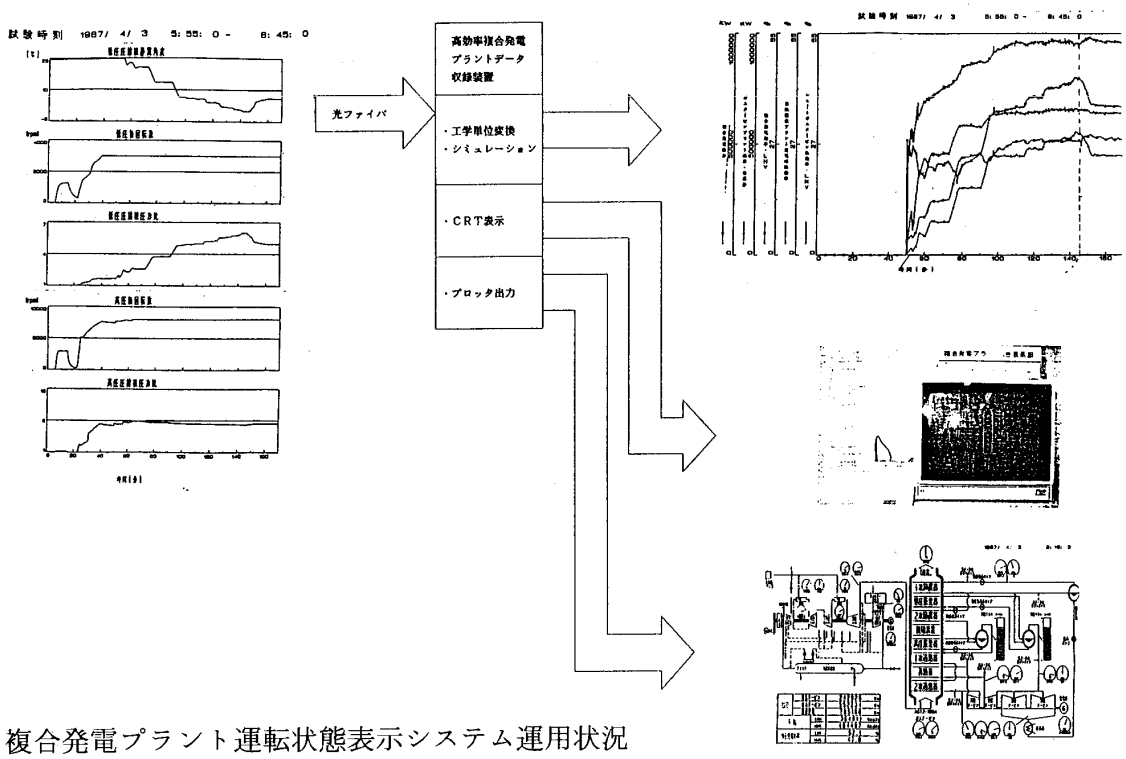


図12 複合発電プラント運転状態表示システム運用状況

業技術院より「高効率ガスタービンの研究開発」において受託実施した複合発電プラントに関する研究成果を中心に，トータルシステムとしての性能，運用等について取りまとめたものである。これらの研究の遂行にあたり，工業技術院ムーンライト計画推進室，東京電力㈱，高効率ガスタービン技術研究組合及び組合員各社の関係諸氏に多大な御支援と御協力を賜りましたことに深く感謝致します。

参考文献

(1) 委託研究成果説明書（昭和54年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 55），407～428，高効率ガスタービン技術研究組合

(2) 大型省エネルギー技術研究開発「高効率ガスタービンの研究開発」中間成果取りまとめ，（昭62），268～275，工業技術院総務部ムーンライト計画推進室

(3) 北見・三巻，第 20 回 SICE 学術講演会論文集，（昭 56－ 7），85～86

(4) 委託研究成果説明書（昭和53年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」（昭 54），161～180，高効率ガスタービン技術研究組合

(5) 委託研究成果説明書（昭和54年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 55），469～477，高効率ガスタービン技術研究組合

(6) 委託研究成果説明書（昭和55年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 56），682～691，高効率ガスタービン技術研究組合

(7) 1000MW 級複合発電プラントの概念設計調査報告書，（昭和56－ 3），高効率ガスタービン技術研究組合

(8) 委託研究成果説明書（昭和60年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 61），95～105，高効率ガスタービン技術研究組合

(9) 委託研究成果説明書（昭和57年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 58），318～329，高効率ガスタービン技術研究組合

(10) 委託研究成果説明書（昭和56年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 57），457～466，高効率ガスタービン技術研究組合

(11) 三巻ほか 3 名，複合発電プラントデータ収録システムの開発，（昭59－ 3），電力中央研究所研究報告 283090

(12) 委託研究成果説明書（昭和58年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 59），336～346，高効率ガスタービン技術研究組合

(13) 委託研究成果説明書（昭和59年度）研究項目「高効率ガスタービンの研究開発」，（昭 60），290～311，高効率ガスタービン技術研究組合

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

4. 超高温耐熱合金及び部材の研究開発

金属材料技術研究所　山　崎　道　夫

1. はじめに

昭和53年度より59年度まで，高効率ガスタービンの研究開発プロジェクトの一環として，超耐熱合金及び超耐熱合金部材に関する研究開発が行われた。前者は科学技術庁金属材料技術研究所により，後者は，本プロジェクトのために設けられた高効率ガスタービン技術研究組合に組合員として属する会社のうちの関係7社により分担された。本稿はこれら8機関による研究成果を概説するものである。

2. 超耐熱合金の研究

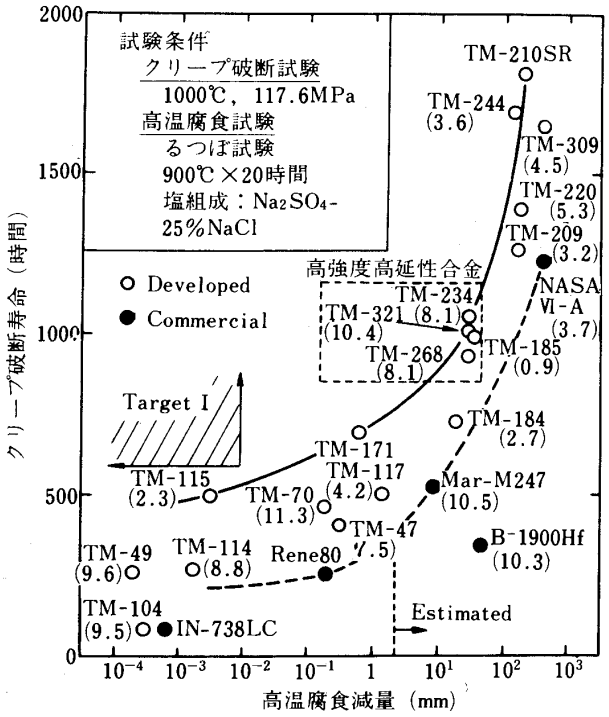
当初の開発目標では，粗悪燃料を用いることを考え，耐高温硫化腐食性を高く設定した（図1のTarget 1)。しかし，プロジェクトの進展にともないLNGを用いることになり，耐食性より強度の向上が望まれた。

世界的にみて，超耐熱合金の主流は$\gamma+\gamma'$型のNi基合金であり，本プロジェクトでもこの合金系を扱った。本プロジェクトの開始前に金属材料技術研究所では$\gamma+\gamma'$型のNi基合金の合金設計手法を開発しいくつかの合金開発を行ってきた。本プロジェクトではこれを活用し，普通鋳造合金と一方向凝固柱状晶合金の開発を行った。表1は代表的な開発合金の組成を比較のための合金の組成とともに示している。

まず，普通鋳造合金について述べる。TM−49は高温耐硫化腐食性の大きい合金でIN738と比較されるべきものである。動翼用として開発されたTM−185はクリープ強度が大きいが延性が小さかったので，TM−321がその改良合金として開発され，部品製造研究側に提案された。TM−269は，融点が高く，耐酸化性が大でクリープ強度も小さくないので静翼用として提案された。

図1で開発合金（白丸）は既存合金（黒丸）に比較して，同じ高温硫化腐食減量で比較して，大きなクリープ破断強さを与えていることがわかる。動翼用のTM−321よりクリープ破断強さが大きい合金も図1に記入されているが（例えばTM−244）延性が小さいので提案合金としなかった。なお，TM−269は静翼用と考えているので図1には記入されていない。

動翼用提案合金TM−321と比較合金MM247の高温疲れ試験を行った。低サイクル疲れでは両合金ともほぼ同等の値を示し，開発目標を上回っていた。高サイクル疲れでは，開発合金が比較合金よりやや低い値を示した。1088℃と316℃の間の加熱と冷却の繰返しによる熱疲れでは開発合金の方が優れていた。



金属材料技術研究所研究報告集8（1987）より

図1　クリープ破断寿命と高温腐食量からみた開発合金と既存合金の性能比較。900℃での引張破断伸び%を（　）に示す。

（昭和62年10月16日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/04

表1　開発合金と比較合金の組成

金属材料技術研究所研究報告書8（1987）より

	Alloy	Cr	Co	W	Mo	Al	Ti	Ta	Nb	Hf	Zr	B	C	備考	
比較合金	MM247	8.4	10.0	10.0	0.65	5.5	1.05	3.05	—	1.4	0.06	0.01	0.15	CC	1
	IN738LC	16.0	8.5	2.6	1.75	3.45	3.45	1.75	0.85	—	0.06	0.01	0.11	CC	2
	NASAⅦA	6.0	7.5	5.8	2.0	5.4	1.0	9.0	0.5	0.43	0.13	0.02	0.13	CC, Re=0.5	
	B1900Hf	8.0	10.0	—	6.0	6.0	0.7	4.3	—	1.3	0.08	0.015	0.1	CC	
	MM247	8.0	9.5	9.5	0.55	5.6	0.8	3.0	—	1.4	0.015	0.015	0.07	DS	
開発合金	TM-49	12.1	11.9	8.8	—	3.2	5.7	—	—	—	0.09	0.01	0.11	CC	2
	TM-185	4.3	7.9	12.9	—	4.5	3.5	3.3	—	1.16	0.09	0.01	0.11	CC	3
	TM-321	8.1	8.2	12.6	—	5.0	0.8	4.7	—	0.9	0.05	0.01	0.11	CC	4
	TMD-5	5.8	9.5	13.7	1.9	4.6	0.9	3.3	—	1.4	0.015	0.015	0.07	DS	5
	TM-269	9.7	8.9	13.2	—	4.3	0.6	3.8	—	0.8	0.05	0.011	0.11	CC	6

CC：普通精鋳合金　DS：一方向凝固(柱状晶)合金

1．パイロットプラント1段動翼用　2．高耐硫化腐食性　3．延性小　4．延性改良　5．薄肉DS可　6．静翼用

一方向凝固（柱状晶）合金（DS合金）はプロジェクトの途中から開発することになった。これは開発タービンが高圧設計となり，従って第一段翼が小型化し得ることになったためである。

DSで中空翼を中子を用いて製造する際には，凝固後の収縮時に，薄肉部の柱状晶と柱状晶の間に割れが生じ易い。これは中子の収縮量がその周囲の合金より小さいことによる熱応力の生成に起因している。この割れの生成傾向は合金のγ'量が多くなると大きくなる。上述の合金設計技術では平衡するγとγ'の組成を求めている。ある一組の両相の平衡組成を変えないで，γとγ'の量のみを変えて，中子からの熱応力による割れが生じない最高のγ'量を定める実験を行って強力な合金を開発した。TM−220という，最高レベルのクリープ破断強度を示した合金の一つを基本として合金設計を行った。その結果，表1に示すTMD−5という合金を得，これをプロセス研究側に提案した。これは比較合金MM247DS（表1）と比較して，クリープ破断強度が大で，低サイクル疲れ強さでも上回っている。なお，この合金の設計γ'量は58%である。

その他の研究としては次のようなものがある。

パックコーティング前の試料にPVD法でYあるいはPtを被覆しておき，パックコーティングを行い，微量のYあるいはPtをパックセメンテーション膜中に含有させた。Yを含有したアルミナイジング処理が良好な耐食性を示した。

プラズマ溶射による遮熱コーティングの研究を行い，減圧下の溶射でNi−Cr−Al−Yを下地として被覆した後$ZrO_2+8\%Y_2O_3$を溶射する複合被覆が実験した範囲で最も大きな耐はく離性を示した。

合金開発として前項のNi基合金の他に，Co−20Cr−20TaC系の一方向凝固共晶合金，Co基合金に多量のTiCを普通鋳造により分散させる合金の研究を行ったが，大きな改良は得られなかった。

なお，本プロジェクト研究での成果は次世代制度の合金開発に引き継がれ，金属材料技術研究所により単結晶化，粒子分散強化，及び超塑性化したNi基超耐熱合金の開発が行われ，いくつかの見るべき成果が得られている。

3. メルティングストックの製造技術

超耐熱合金部品の製造では，予め合金化した予備溶解合金棒を用いることが多い。これをメルティングストックあるいはリトルトバーという，超耐熱合金においては成分を狭い範囲に制御し，かつ酸素，窒素等の不純物が極端に低いことが要求される。

原料の選択（リターン材も含めて），極めて化学的に安定な耐火物のカルシヤ（CaO）の採用，

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

真空精練条件の確立，鋳型頭部の保温等により，酸素及び窒素がそれぞれ5 ppm以下及び10 ppm以下という世界レベルの不純物量の欠陥の少ないメルティングストックの製造技術を開発した。開発合金，TMD−5の1.5トンの大型溶解においても良好な成績が得られた。

リターン材を用いても酸素と窒素の低い素材が得られるようになった。

4. 動翼（普通鋳造）の製造技術

開発合金TM−321等を用いて，鋳造性及び機械的特性に及ぼす鋳造条件，熱処理の影響を調べ最適な条件を見出すと共に，その結果を合金設計側にフィードバックした。

中子の除去法について研究し，オートクレーブの改良を行った。従来の方法に比較して除去時間が短縮された。

動翼の製造技術については，TM−49及びTM−321合金による低圧第一段モデル動翼及びTM−321合金による高圧第二段モデル動翼の試作を行い，製造技術を習得し，さらにプロト向け，高圧第二段動翼の試作に成功した。

5. 静翼（普通鋳造）の製造技術

大型で複雑な形状を有する静翼の製造研究を行った。研究は開発合金TM−269を商用合金IN738LCとIN939と比較する形で行った。

静翼の温度を上げるためには融点の上昇と，より高温における強度が要求される。開発合金TM−269はこれらの要求を満たしており，融点が高いにもかかわらず，複雑な中子を有する大型静翼の製造に成功した。

高強度Ni基合金による複雑形状の静翼の製造は例が少なく，特に開発合金の特性を発揮させるため開発した鋳造及び熱処理方法の組合わせにより，従来合金より耐用温度が約50℃高い合金と，強制冷却をするための複雑な構造を有した静翼の製造が可能となった。

6. 一方向凝固動翼の製造技術

既存合金MM247（DS）による中空翼製造技術を研究すると共に，金属材料技術研究所と協力して，TM−49合金のDS性の評価，及び開発合金，TMD−5の組成決定に寄与した。さらに，TMD−5合金を用いて薄肉の中空DS翼の製造に成功した。

外経20 ϕで肉厚を種々に変えたパイプを中子を用いてDS鋳造し，柱状晶間の割れ発生を評価した。この手法は金属材料技術研究所の合金開発研究にも適用された。

TMD−5と比較合金MM247（DS）のDS動翼は，59年度の第2次高温高速タービン回転試験（試験用ガスタービン）により性能評価され，健全性が確認された。発電用ガスタービンへのDS翼の適用は世界的にもごく最近であり，この点で意義も大きい。

7. 普通鋳造材のHIPによる強化処理技術

普通鋳造合金の鋳造欠陥の修復を目的として，鋳造物のHIP処理の研究を行った。研究項目は，最適HIP条件の把握，HIP処理前後の破壊及び非破壊検査による特性評価，HIP処理による寸法変化，HIP処理による表面性状劣化の防止である。

表面性状に対しては，コンテナーの中に圧力媒体となる耐火物粉と共に鋳造品を入れてHIPする手法により，表面の酸化が防止された。しかしこの手法では，中空翼の空洞が変形する場合があるので，鋳造品を，鋳造のまま（鋳型，中子の付いたまま）HIP処理することにより健全な汚染層のない製品を得た。

TM−49，TM−185，TM−321（いずれも開発合金）のHIP処理により引張延性が改善された。また，TM−321の400，650，900℃における高温低サイクル疲れ寿命もHIP処理により向上した。

疲労試験後の破面観察によると，HIP処理なしの試験片では，ポアーから発生したクラックが認められるがHIP材ではポアーは小さくなっている。

8. 特殊被覆技術研究開発

開発合金に，Al，Cr，Cr＋Alのパックコーティングが良好に施行できることを確かめた。条件は，1100℃×4 hr，H_2中でコーティング原料としてはAlの場合Al−Fe粉，Crの場合Cr−Ni−Fe粉を用いた。Feはコーティング速度を向上する効果がある。Al＋Cr複合被覆では両方の原料の混合物を用いた。もちろん，通常のパックコーティングの常識に従い，Al_2O_3とNH_4Clがパック材に含まれている。Al＋Cr複合被覆を，TM−49合金の空冷微細孔を有する動翼に実施した。均

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

一な被覆が得られ，特に微細孔内部まで均一な被覆が行われていた。なお，空冷翼の内部までコーティングを行う必要性が要求されている。

空冷翼に熱遮へいの目的でセラミックコーティングを行うことが，メタル温度を下げるのに有効である。世界的傾向としては，合金系のボンド層を介してZrO_2系セラミックをプラズマ熔射することが行われている。

技術的には，複雑な形状のタービン翼に均一にコーティングすること及び加熱冷却による熱応力でコーティングが剥離しないことが重要である。

前者に対しては，自動プラズマ熔射用三次元駆動装置を設計製作した。本装置は，5台のモーターをマイクロコンピューターにより制御し，被熔射物の移動に五軸の自由度を持たせたものである。これにより高品位の溶射被覆形成条件である，距離，角度，及び表面移動速度の一定性をあたえることを可能とした。この結果，本技術により，目標厚さの±10%以内の精度で，複雑形状を有するガスタービン翼に対してプラズマ溶射被膜を形成できることが明らかとなった。

第2の被覆層の組成については，結合層としてNiCoCrAlY，セラミックス層としてZrO_2＋8%Y_2O_3の組合わせが良い結果を与えた。

高層1段動翼に上記3次元制御装置を用いて本コーティングを施工し，第2次HTDU試験（本プロジェクトの高温高速タービン回転試験装置）に供し良好な成果を得た。

9. 高温における疲れ特性の評価

この項目はプロジェクトの中で，評価技術の研究開発として行われたものである。

まず，扱った合金としては開発普通鋳造合金，TM−49，TM−179，TM−185，TM−269，開発一方向凝固合金TMD−5に関して112点のデーター，商用合金，Mar−M247に関して55点，IN718試作ディスク材について89点のデータが取得された。

熱疲労評価法の研究開発においては，一般に高強度・低延性材である耐熱合金の熱疲労寿命は疲労サイクル中の弾性歪あるいは応力に強く依存することが認められ，その評価にはこれらの依存性を加味しなければならないことが明らかにされた。この点は低合金鋼などの低強度・高延性材を中心に従来研究がなされてきた非弾性歪を基準とする評価法では不充分であり，したがって当初期待された代表的な非弾性歪基準の評価法の一つである「歪範囲分割法」も適切でないと判断された。

一方，耐熱合金のクリープ・疲労破壊特性にも検討が加えられ，応力集中部（切欠き）からの亀裂の発生・伝播特性の破壊力学的評価が行われた。高延性材では無視し得る弾性（小規模クリープ）からクリープ（大規模クリープ）への遷移が重要となり，その遷移が亀裂の発生・伝播を加速することが明らかにされた。この知見を踏まえた耐熱合金の亀裂発生，伝播寿命の評価法が新たに提案され，良好な評価が可能となった。

10. おわりに

本稿の2節は，筆者がリーダーとなって金属材料技術研究所が行った研究の成果の概要であり，3節〜9節では，2節で述べた基礎研究をふまえ，実機タービン翼を製作する上で必要な実用化技術研究開発について，各担当企業の研究所で行った成果の概要を紹介した。

高効率ガスタービンのプロジェクトで行われた耐熱合金及び耐熱合金部材の研究開発の成果は，次世代産業基盤技術開発制度の中の高性能結晶制御合金の研究等に受けつがれ，産業用ガスタービンのみでなく航空用エンジンの将来の発展に寄与しつつある。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

5.1 サイアロンの研究開発

九州工業技術試験所 小 林 和 夫

高強度耐熱セラミックスとして有望候補の1つであるサイアロン（$Si_{6-Z}Al_ZO_ZN_{8-Z}$，Z＝0～4）の製造をホットプレス法により試み，製造条件とち密化，焼結体の特性との関係を調べた。出発原料としては，SiO_2，AlおよびSiの混合粉末，および，Si_3N_4，Al_2O_3，AlNの混合粉末の2つの異なる製造方法を試みた。

1) SiO_2，AlおよびSiの混合粉末を出発原料とする方法[1]では，混合粉末成形体を1400℃で10時間N_2ガス中で窒化し，ついで1650℃～1850℃，400kg/cm²の圧力下でホットプレスした。その結果，Z＝1～3の組成のサイアロンはいずれも1750℃～1800℃でち密な焼結体が得られること，Z＝1および2では単相のサイアロン焼結体であるが，Z＝3ではAl_2O_3およびX相が共存すること，Z値が高い焼結体ほど粒成長が顕著で強度も低下することなどが判明した。

Z＝1組成のサイアロン焼結体の強度特性を測定した結果[2]，室温における強度の最高値は450MPaであり，ワイブル係数mは8.4であった。1200℃では最高強度は変わらないがm値は3.1に低下した。1400℃強度は減少したが，m値は4.0に増加した。強度の低下は粒境界相の粘性とピット生成の増大によることが判った（図1）。

K_1Cは約3.2MPa$\sqrt{m}$であり，室温から1400℃までほぼ一定であった。また，サイアロン系焼結体の熱膨張特性を測定した[3]。

2) Si_3N_4，Al_2O_3，AlNを出発原料とし，ホットプレス法でZ＝1，2，3，4組成のサイアロンを製造し，原料試料調整方法および焼結体の強度特性を調べた[4)5)]。曲げ強度はZ＝1から4になるにつれて約50kg/mm²から38kg/mm²（図2）。ビッカース硬度は約2100kg/mm²から1300kg/mm²と低下する傾向を示した。ヤング率はZ＝1からZ＝3まで2.91×10⁶kg/cm²から2.34×10⁶kg/cm²と低下したが，Z＝4ではわずか増加の傾向を示した。K_1CはZ＝1からZ＝3および4まで約3.6MPa$\sqrt{m}$から約2.4MPa$\sqrt{m}$と低下する傾向を示すことが判明した。

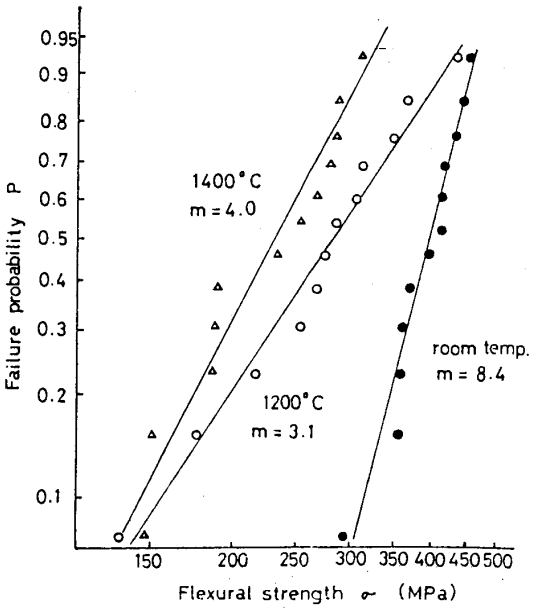


図1 サイアロン（Z＝1組成）の室温，1200℃，1400℃の曲げ強度と破壊確率を示すワイブル分布

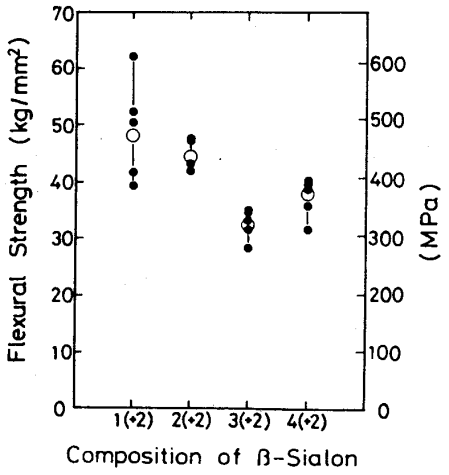


図2 サイアロンの組成と曲げ強度

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

3) 高温ガス耐食性

各種のサイアロンを始め，製造方法の異なる窒化珪素および炭化珪素結体について，吹出しガス温度1400℃，ガス流速230m/秒の都市ガスに試料をさらし，400時間までの耐食性を調べた[6)]。表面粗さの変化（図3），表面酸化生成物，曲げ強度の変化などを調べた結果，窒化珪素焼結体が最も耐食性が悪く，あと炭化珪素，サイアロンの順であった。サイアロンの中ではZ＝1よりZ＝3の焼結体の方が耐食性が優れる傾向が認められた。

参考文献

(1) 梅林・小林・片岡，窯業協会誌，88．8．(1980)，469

(2) 小林・梅林・岸，窯業協会誌，89.10.(1981)，550

(3) 梅林・岸・小林・吉永，窯業協会誌，90．5．(1982)，275

(4) 梅林・岸・小林，窯業協会誌，92.1.(1984)，35

(5) 谷・梅林・奥園・岸・小林，窯業協会誌，93．7．(1985)，370

(6) 岸・梅林・谷・小林，九工試報告，№34，(1985)，2207.

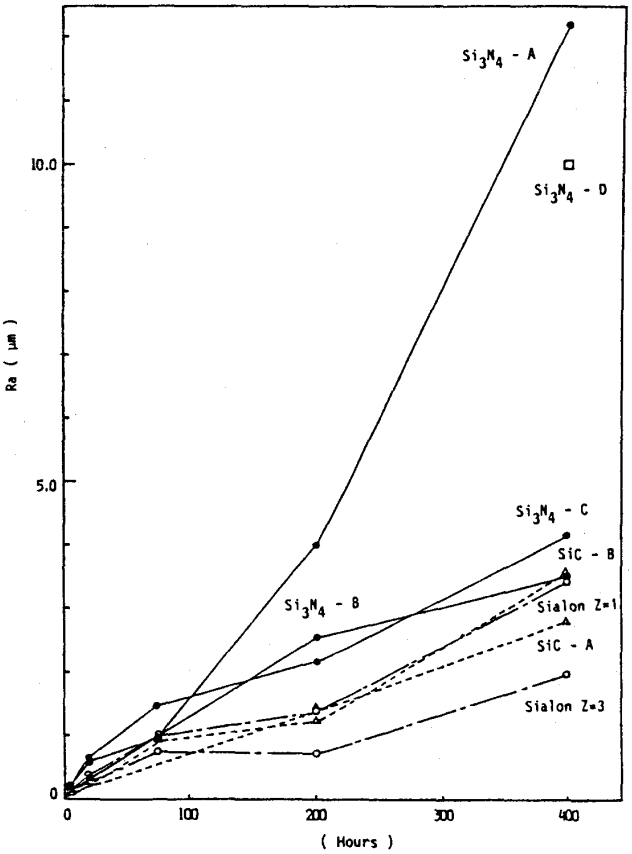


図3 高温ガス耐食試験によるサイアロン，窒化珪素および炭化珪素焼結体の時間にともなう表面平均粗さ（Ra，μm）の変化

5.2 繊維強化セラミックスの研究開発

大阪工業技術試験所 玉 利 信 幸

大阪工業技術試験所では，入口温度1500℃で駆動するガスタービンに耐え得る強度，靱性，衝撃強さなどの諸特性にバランスのとれた繊維強化セラミックスの開発を行なってきた。表1に，試行した繊維強化セラミックス系を示す。

炭化ケイ素被覆炭素繊維の間隙にCVD法で窒化ケイ素を析出させる系では，気孔率20%まで充填できる可能性を見出したが，炭素繊維の著しい強度低下が見られた。

表1 試行した繊維強化セラミックス系

マトリックス	強化繊維	複合・成形方法
窒化ケイ素	炭素繊維（炭化ケイ素被覆）	CVD
	タンタル金属線	ホットプレス
	炭化ケイ素繊維	ホットプレス（＋HIP） 反応焼結
	炭化ケイ素ウィスカー	ホットプレス 常圧焼結（＋HIP）
炭化ケイ素	炭化ケイ素ウィスカー	ホットプレス

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

3) 高温ガス耐食性

各種のサイアロンを始め，製造方法の異なる窒化珪素および炭化珪素結体について，吹出しガス温度1400℃，ガス流速230m/秒の都市ガスに試料をさらし，400時間までの耐食性を調べた[6)]。表面粗さの変化（図3），表面酸化生成物，曲げ強度の変化などを調べた結果，窒化珪素焼結体が最も耐食性が悪く，あと炭化珪素，サイアロンの順であった。サイアロンの中ではZ＝1よりZ＝3の焼結体の方が耐食性が優れる傾向が認められた。

参考文献

(1) 梅林・小林・片岡，窯業協会誌，88．8．(1980)，469

(2) 小林・梅林・岸，窯業協会誌，89.10.(1981)，550

(3) 梅林・岸・小林・吉永，窯業協会誌，90．5．(1982)，275

(4) 梅林・岸・小林，窯業協会誌，92.1.(1984)，35

(5) 谷・梅林・奥園・岸・小林，窯業協会誌，93．7．(1985)，370

(6) 岸・梅林・谷・小林，九工試報告，№34，(1985)，2207.

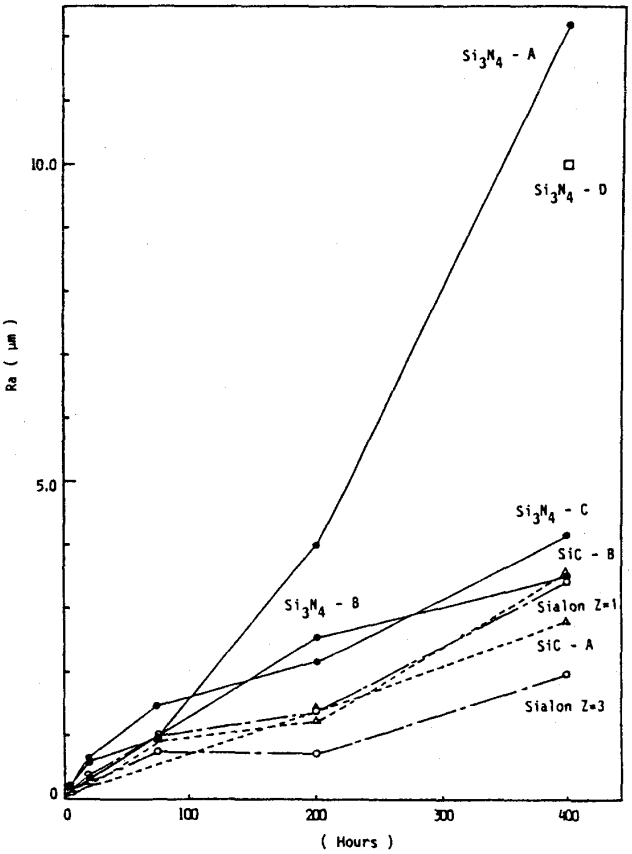


図3 高温ガス耐食試験によるサイアロン，窒化珪素および炭化珪素焼結体の時間にともなう表面平均粗さ（Ra，μm）の変化

5.2 繊維強化セラミックスの研究開発

大阪工業技術試験所 玉 利 信 幸

大阪工業技術試験所では，入口温度1500℃で駆動するガスタービンに耐え得る強度，靱性，衝撃強さなどの諸特性にバランスのとれた繊維強化セラミックスの開発を行なってきた。表1に，試行した繊維強化セラミックス系を示す。

炭化ケイ素被覆炭素繊維の間隙にCVD法で窒化ケイ素を析出させる系では，気孔率20%まで充填できる可能性を見出したが，炭素繊維の著しい強度低下が見られた。

表1 試行した繊維強化セラミックス系

マトリックス	強化繊維	複合・成形方法
窒化ケイ素	炭素繊維（炭化ケイ素被覆）	CVD
	タンタル金属線	ホットプレス
	炭化ケイ素繊維	ホットプレス（＋HIP） 反応焼結
	炭化ケイ素ウィスカー	ホットプレス 常圧焼結（＋HIP）
炭化ケイ素	炭化ケイ素ウィスカー	ホットプレス

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

タンタル金属線一窒化ケイ素系では，曲げ強度及び衝撃強度とも向上したが（タンタル含有率；5 vol%－曲げ強度；740 MPa→930 MPa，衝撃強度；4.5 kJ/m²→5.3 kJ/m²），金属線の酸化や金属線と窒化ケイ素の熱膨張率の差異などにより高温での使用には問題を残した。

炭化ケイ素長繊維を用いた場合，この繊維がヤーン状のためにち密化が困難で，また高温焼成のため炭化ケイ素繊維自身の劣化が認められた。

ホットプレス法により炭化ケイ素ウイスカーを複合する系では，分散したウイスカーを含む窒化ケイ素スラリーから薄板（1 mm 厚）を予備成形し，これを積み重ねてホットプレスする方法をとることにより，ウイスカー含有率 40 wt%までち密な成形体を得ることができた。しかしながら，現在までの結果では本ウイスカー複合体の室温強度（600～700 MPa）は窒化ケイ素単体の強度値（800～1100 MPa）を上回るには至っていない。ただし，この複合体の材料間のバラツキは非常に小さく，材料の信頼性の目安であるワイブル係数は20以上である。図1に，この複合体の破壊エネルギーの測定結果を示す。ウイスカー含有率が高いほど破壊に対する耐性は改善され，30 wt%では窒化ケイ素単体の約 2.6 倍にも達することが分かる。また，このウイスカー複合体は優れた高温特性を持ち，30 wt%ウイスカーを含有した試料（助剤；15 mol% $Y_2O_3-La_2O_3$）では 1300℃まで 600 MPa 以上の強度を維持していた。さらに，炭化ケイ素ウイスカーが導電性を持つので，このウイスカーをうまく分散複合することにより窒化ケイ素に電気伝導性が付与できた（ウイスカー含有率；10 wt%－120～300 Ω・cm）。その結果，

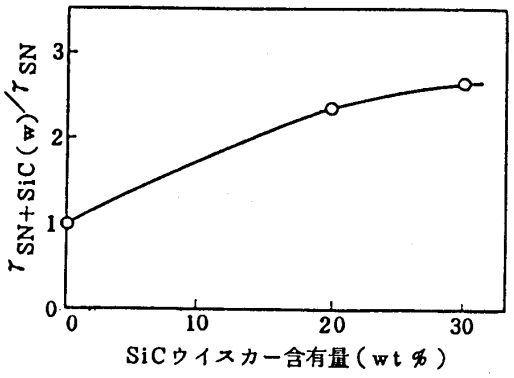


図1 SiCウイスカー-Si_3N_4系の破壊エネルギー

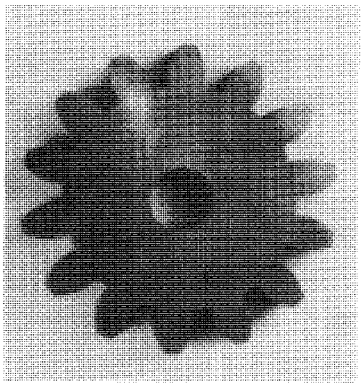


図2 SiC ウイスカー-Si_3N_4系複合セラミックスの放電加工例

放電加工が可能になった。図2に，直径40 mmの歯車を型抜き加工した例を示す。この際の加工速度は超硬合金なみである（荒加工で 5 mm³/分）。

上記ウイスカー複合体は 30 mol%の $Y_2O_3-La_2O_3$助剤を用い，1 MPa の窒素中，2000℃で含有率 20 wt%まではち密な常圧焼結体が得られ，その曲げ強度は室温 630 MPa，1300℃ 530 MPa であった。

炭化ケイ素ウイスカーを複合した炭化ケイ素系では，上記と同様な製造工程をとることによりち密な成形体が得られた。強度面では窒化ケイ素系と同じであったが，靱性値が20～40%向上する可能性を見出した。

上記の詳細については，文献1)～8)を参照。

参考文献

1) 玉利ほか 3 名，大工試季報，33－2（昭和 57－6），129.
2) 玉利・樋端，同上，34－3（昭和 58－9），185.
3) 上野・樋端，窯協，91-11（昭和 58－11），491.
4) 玉利ほか 4 名，同上，94-11（昭和 61－11），1177.
5) 近藤ほか 2 名，同上，94-11（昭和 61－11），1180.
6) 玉利ほか 3 名，同上，94-12（昭和 61－12），1231.
7) 樋端，サンシャインジャーナル，3－4（昭和 57－4），20.
8) 袖岡ほか 4 名，第23回窯業基礎討論会講演要旨集，（昭和 60），83.

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/

5.3 セラミック材料の評価技術の研究開発

名古屋工業技術試験所　酒井清介
名古屋工業技術試験所　伊藤勝
名古屋工業技術試験所　伊藤正治

現在，セラミック材料の強度測定の多くは曲げ試験によってなされているが，試験片の寸法，形状，加工法等によって試験結果は50%以上も変動し，その信頼性に大きな問題がある。また，引張強度，疲労強度をはじめとする他の強度特性も，セラミック材料の実用化のうえでは不可欠で，データのばらつきへの影響因子の把握や1500℃までの高温での試験治具の開発などが必要となる。

図1は加工条件と強度特性の関係の例である[1]。加工の影響は粗粒砥石におけるだけでなく加工方向と負荷方向の関係によっても大きく現れ，その測定結果は全く異なる強度特性を示す。また，この影響は曲げ，引張り，疲労等の広範な強度試験で見られ，強度評価に限らず加工部品の信頼性の点でも加工条件の重要性は明確である。

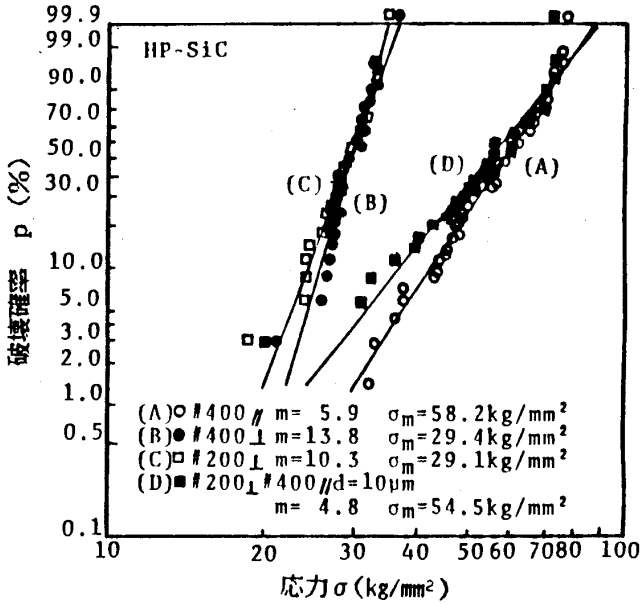


図1　加工条件と研削方向が強度に及ぼす影響

（昭和62年10月21日原稿受付）

一方，セラミック材料の強度特性の高精度な測定とそのシュミレーションから，実測されるワイブル係数，平均強度の信頼性について検討した結果，前者では30本以上の試験片を必要とするのに対し，後者では10本程度で十分な測定精度が得られることが明らかとなった[2]。これらの曲げ，引張試験は室温のみならず高温での測定が必要であり，これに対応した試験治具を開発し（図2）[3]強度試験を行った。その結果，寸法，形状の異なる試験片による曲げ，引張強度の間には有効体積による補正が可能なこと，高温曲げ試験では試験中の試験片の変形が試験結果に及ぼす影響が無視できないことが明らかになった。

また，疲労試験に関しては，疲労寿命の大きなばらつきを減少させ測定結果の信頼性を向上させるため，予負荷を加える方法と人工欠陥を与える方法を開発した[4]。これらの試験方法を用いることにより少数の試験で正確な疲労特性が得られる。

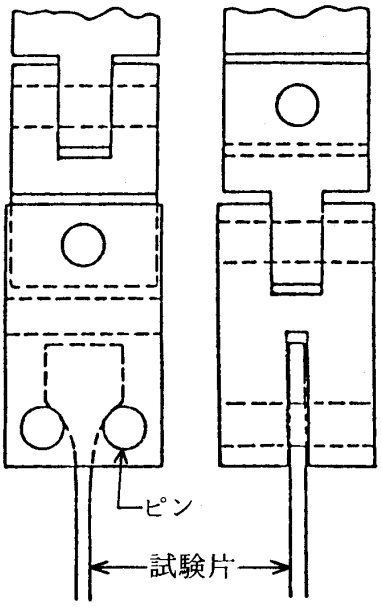


図2　高温引張試験用治具

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

図3は疲労特性の測定例で，セラミックの機械疲労現象の解明が進められている。

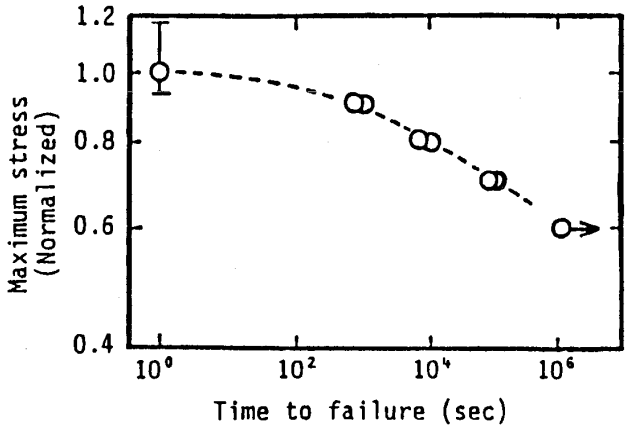


図3 ホットプレス窒化ケイ素の室温両降り四点曲げ疲労特性

セラミック材料の強度特性の評価技術の確立は部品設計の基本をなす部分である。現在までの多くのデータの蓄積から曲げ強度試験に関する標準化が達成されたが，引き続き早急に引張り，疲労，クリープ等，他の試験法の標準化が望まれるところである。

参考文献

1) 奥田博・伊藤正治，材料，32−358（S.58−7），823
2) S. ITO，他2名，Proc. 25th Japan Congr. Mat. Res.，(1983)，218
3) T. OHJI，他5名，Proc. 30th Japan Congr. Mat. Res.，(1987)，201
4) Y. YAMAUCHI，他3名，Proc. 27th Japan Congr. Mat. Res.，(1984)，235

5.4 耐熱セラミックス部品の研究開発
(1) セラミックス・金属かん合型燃焼器

㈶電力中央研究所 阿部俊夫
㈶電力中央研究所 石川浩

耐熱セラミックスを燃焼器ライナ等に適用できれば，ライナ用冷却空気を大幅に節減できるので，燃焼器の耐久性を損なうことなく，ガス温度の高温化が可能である。しかし，脆性材料であるセラミックスはもろく，割れが生じやすいという構造材としての弱点を有しており，単純に従来の金属製ライナをセラミックスに置き換えるだけでは信頼性の高いセラミック燃焼器の実現は困難である。発電用大型セラミック燃焼器の実用化を図るためには，セラミックスの特徴を生かした構造・設計上の工夫が極めて重要である。

セラミックスの高温機器への利用法として金属構造物の外周あるいは内周に多数のセラミックタイルを被覆する熱遮蔽構造（セラミックスかん合方式）が提案され，図1に示すセラミックかん合方式による小型燃焼器（内径92.4 mm，長さ480 mm）が設計・試作された。図から明らかなように燃焼器ライナ（内筒および尾筒部）は外殻金属部が多数のセラミックタイルによって内張りされる2重構造となっている。小型セラミック燃焼器は出口ガス温度約1500℃において累積350時間の高負荷常圧燃焼試験が実施され，この間多数回の温度急変試験（燃料シャットダウン試験）が行われた。燃焼試験の結果，セラミックかん合方式による小型燃焼器は極めて優れた耐熱性と耐久性を有することがわかった。

また，セラミック燃焼器の大型化を図るため，100MW レヒート型ガスタービンの高圧燃焼器を対象として，ほぼ同一サイズのセラミックスかん合型燃焼器を設計・試作した。図2に大型燃焼器の外観を示す。燃焼器は内径170 mm，長さ約1 mであり，小型燃焼器の約5倍の燃焼室容積を有

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/22

図3は疲労特性の測定例で，セラミックの機械疲労現象の解明が進められている。

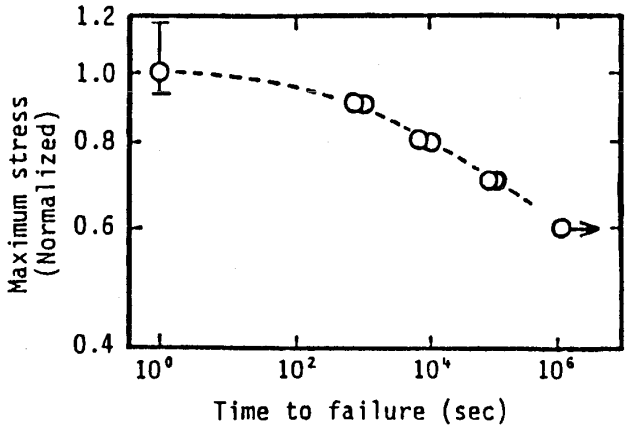


図3 ホットプレス窒化ケイ素の室温両降り四点曲げ疲労特性

セラミック材料の強度特性の評価技術の確立は部品設計の基本をなす部分である。現在までの多くのデータの蓄積から曲げ強度試験に関する標準化が達成されたが，引き続き早急に引張り，疲労，クリープ等，他の試験法の標準化が望まれるところである。

参考文献

1) 奥田博・伊藤正治，材料，32−358（S.58−7），823
2) S. ITO，他2名，Proc. 25th Japan Congr. Mat. Res.，(1983)，218
3) T. OHJI，他5名，Proc. 30th Japan Congr. Mat. Res.，(1987)，201
4) Y. YAMAUCHI，他3名，Proc. 27th Japan Congr. Mat. Res.，(1984)，235

5.4 耐熱セラミックス部品の研究開発
(1) セラミックス・金属かん合型燃焼器

㈶電力中央研究所 阿部俊夫
㈶電力中央研究所 石川浩

耐熱セラミックスを燃焼器ライナ等に適用できれば，ライナ用冷却空気を大幅に節減できるので，燃焼器の耐久性を損なうことなく，ガス温度の高温化が可能である。しかし，脆性材料であるセラミックスはもろく，割れが生じやすいという構造材としての弱点を有しており，単純に従来の金属製ライナをセラミックスに置き換えるだけでは信頼性の高いセラミック燃焼器の実現は困難である。発電用大型セラミック燃焼器の実用化を図るためには，セラミックスの特徴を生かした構造・設計上の工夫が極めて重要である。

セラミックスの高温機器への利用法として金属構造物の外周あるいは内周に多数のセラミックタイルを被覆する熱遮蔽構造（セラミックスかん合方式）が提案され，図1に示すセラミックかん合方式による小型燃焼器（内径92.4 mm，長さ480 mm）が設計・試作された。図から明らかなように燃焼器ライナ（内筒および尾筒部）は外殻金属部が多数のセラミックタイルによって内張りされる2重構造となっている。小型セラミック燃焼器は出口ガス温度約1500℃において累積350時間の高負荷常圧燃焼試験が実施され，この間多数回の温度急変試験（燃料シャットダウン試験）が行われた。燃焼試験の結果，セラミックかん合方式による小型燃焼器は極めて優れた耐熱性と耐久性を有することがわかった。

また，セラミック燃焼器の大型化を図るため，100MW レヒート型ガスタービンの高圧燃焼器を対象として，ほぼ同一サイズのセラミックスかん合型燃焼器を設計・試作した。図2に大型燃焼器の外観を示す。燃焼器は内径170 mm，長さ約1 mであり，小型燃焼器の約5倍の燃焼室容積を有

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/22

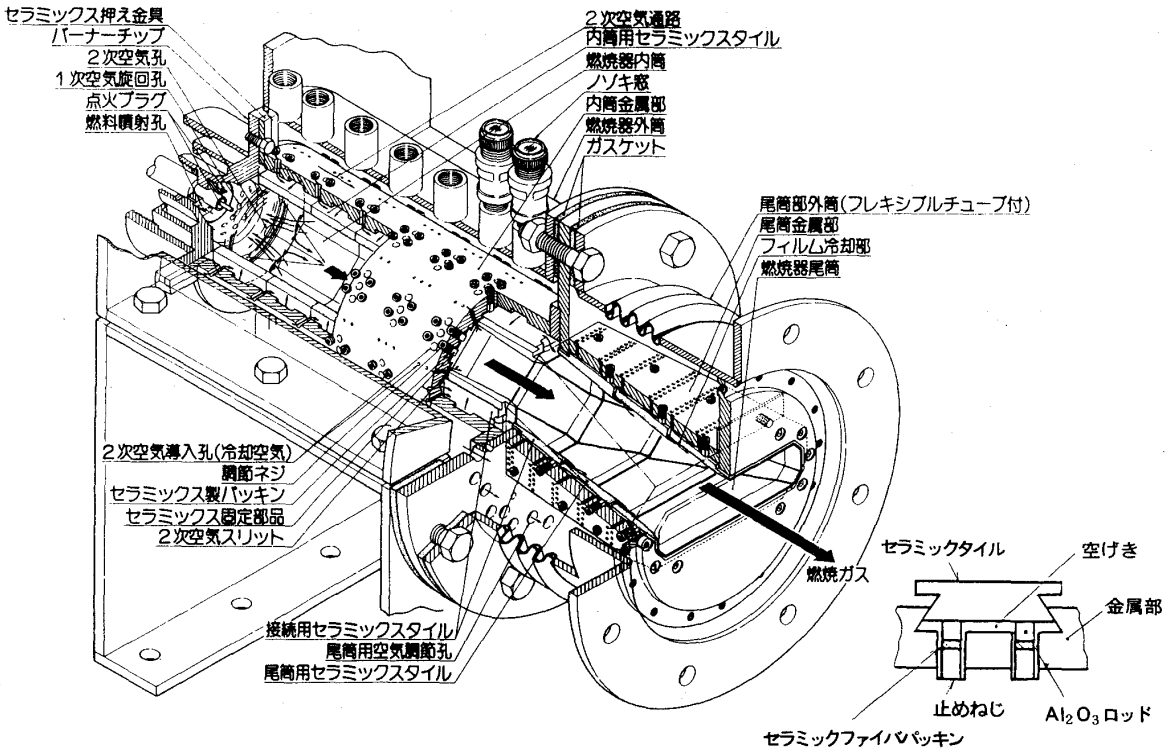


図1　セラミックス・金属かん合型燃焼器（小型モデル）の構造

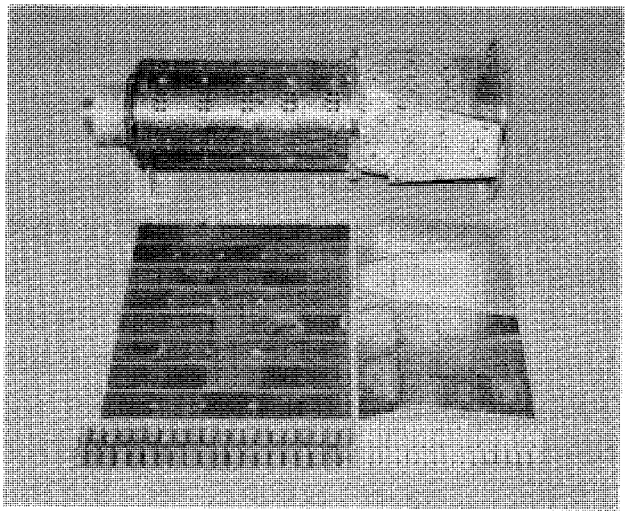


図2　大型セラミックス燃焼器の外観

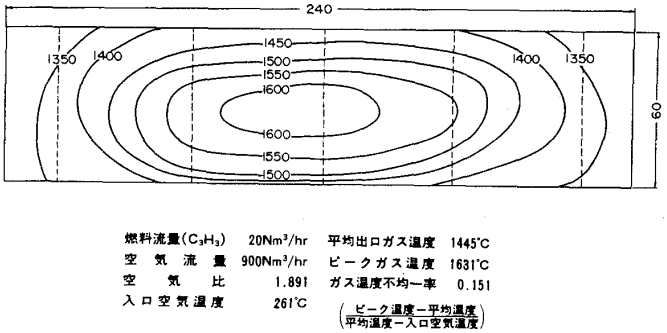


図3　燃焼器出口ガス温度分布の一例

している。燃焼器の大型化に際しては，主に次のような構造上の改良を行った。

① 燃焼器ライナからの空気放出方法をスリット形状から円形の空気孔に変更し，空気と燃焼ガスとの混合を促進した。

② セラミックタイルと金属部との間に，新たにセラミック製タイル支持部品を設けると共に，タイルと支持部品との接続部にセラミックファイバーによる断熱層を挿入し，タイルにおける温度ひずみを減少させた。

③ セラミックタイルの下部をくさび形状から曲線形状に変更し，くさび部への応力集中を回避した。

大型燃焼器はこれまでに，出口ガス温度約1500℃の条件下で35回の急速燃料シャットダウン試験を含む，累積約140時間の常圧燃焼試験が実施された。その結果，セラミック部品には異常は認められず，優れた耐熱性と信頼性を示した。また，燃焼器性能を表わす燃焼器出口ガス温度分布の不均一率は，図3に示すように約0.16であり，従来型燃焼器に比較して遜色はない。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

(2) 耐熱セラミック部品の設計・評価・製造技術の研究開発

高効率ガスタービン技術研究組合 辻 高 弘

1. 研究開発の概要

セラミック部品の開発はセラミック材料の開発，設計，評価，製造の各技術が相互に関連し合って進められねばならない。材料評価としては従来3点曲げ或は4点曲げ試験が行われていたが，その後引張試験が開発され評価法としてよく使用されるようになった。ガスタービン部品の設計としては機械的応力よりむしろ熱応力を重視すべきであり，また製品の大きさ，形状に対する配慮が重要である。寸法が大きくなり形状が複雑になれば含まれる欠陥の大きさ，数ともに増加し強度が低下する。これを最小限に抑えることは製造技術の課題となる。高強度の材料を使用しても，製造上欠陥が出易い場合はその製品の強度は材料のもっている強度より低下することとなり，反対に製造し易く欠陥が出難い場合は，その材質のもっている強度（それは比較的低くとも）に近い強度をもつ製品が得られ，前者よりむしろ優れた結果を示すこととなる。次に製品の評価技術の研究課題としては，まず非破壊検査による欠陥の検出技術の向上が挙げられる。さらに非破壊検査では欠陥が十分に検出できずそのために信頼性が低下することが少なくない。これを防ぐために決められた応力をかけて破壊しないもののみを選ぶ検査方法（保証試験）が注目されている。

セラミックス製品としてはすでに述べたように大型複雑形状のものより小形簡単形状のものを選ぶのが現時点では一般的に安全な道である。ただ小形のものを選べばこれらを組立ててある大きさの形状にしなければならず，そこに設計上の工夫が必要となる。この方向を選んだのが前項の金属・セラミックかん合型燃焼器であり，本頃で述べるセラミック部片組立型燃焼器である。これらは組立の段階で金属との組み合わせの問題を内在しており，試作段階で改良が加えられた点であった。

一方，一体型セラミック燃焼器はとても燃焼試験には耐えられないと言われながら，製造技術上の多くの研究を重ね，1500℃の燃焼試験を終了するまでに至ったことは特筆に値すると言える。

2. 設計・評価技術の研究

(i) 設計評価技術として，約8年前に手がけたことは，現在では関係者の常識になっている基礎的事項である。例えば3点曲げと4点曲げの試験を通して体積効果と表面積効果がどのようなものであるか，さらに当時ではセラミックスとしては殆どデータの無かった引張試験の技術を開発し機械部品として設計技術者が利用し易いようにした。さらにこの引張試験の方法を使用して疲労試験を進めていった。また普通の部品で生じる2軸応力の破壊強度が1軸の場合と比べてどう変るのか，さらにタービン翼，燃焼器部品等に発生する熱応力を試算し設計の方向を示す等の研究を行った[1)]。

(ii) 高温疲労試験については，引張試験或は亀裂成長速度の実験的研究より着手し，順次応力・温度一定，温度一定応力変動，応力一定温度変動そして応力及び温度を共に変動させた場合の高温疲労試験を行ってきた。その間亀裂成長に関する実験解析に基づく推定寿命と上記疲労試験の結果を比較検討し，合わせて破断面等のキャラクタリゼーションを実施した。これらの結果の一例として常圧焼結炭化けい素の場合図1[2)]に示すように1200℃以下では耐用強度レベルの時間変化は見られず，1300℃～1350℃では若干時間要素の影響が見られ，1400℃では破壊までの時間が長くなるとそれに対応する応力レベルの低下が著しい。1100℃±100℃の温度変化試験では遅れ破壊は見られず耐用応力レベルは1200℃一定の場合と同等であり，1200℃±200℃の場合は耐用応力レベルは1200℃と1400℃の温度一定の場合の中間に位置し，時間による影響は1400℃の場合とほぼ同程度

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

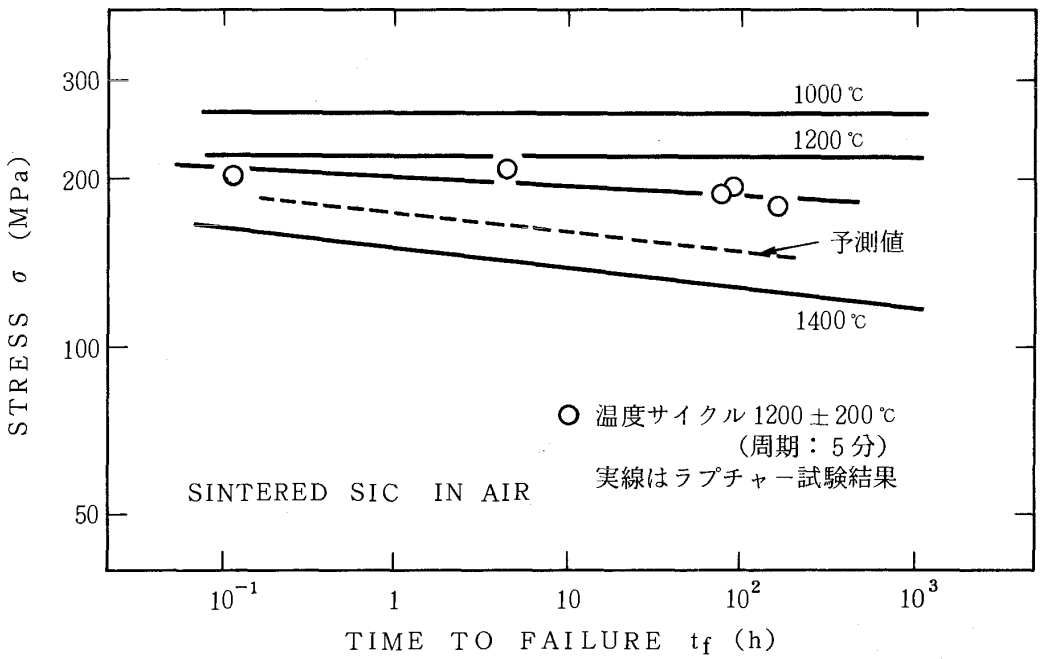


図1 温度サイクルラプチャー試験結果

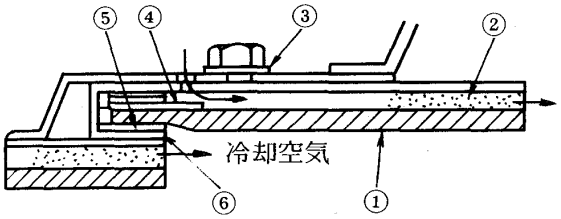
である。

応力変動（変動幅は最大応力の½）の場合は最大応力に担当する場合と同程度か僅か寿命が延る程度である。温度・応力共に変動させた場合は温度・応力を別々に変動させた場合の加算より耐用応力レベルの低下の程度が大きいなどの知見を得た。なお以上のほか保証試験についても計算値と破壊試験との対応を水中投入試験を行うなどによりその技術を開発し，上記4.1金属・セラミックかん合型のセラミック部品の保証試験に適用した。

このような地道な研究はセラミックスの実用化に大いに寄与するものと信じる次第である。

3. セラミック部片組立型燃焼器と一体型セラミック燃焼器の研究

セラミック部片組立型燃焼器の研究[3)]はパイロットプラントの高圧燃焼器と同寸法の(約φ180 mm）の内筒を円周18分割×7列のセラミック部片にて構成した。部片の構造を図2に示し，写真1に燃焼器内筒の内面を示す。セラミックピースはアルミナ（Al_2O_3），反応焼結窒化けい素(RBSN)，常圧焼結窒化けい素（SSN）及び常圧焼結炭化けい素（SSC）の4種類の材料とし，1500℃までの常圧燃焼試験を行った。表1にその結果を示す。Al_2O_3は33枚中8枚，RBSNは2枚に割れを認め，SSNには割れは認められなかったが1400℃～1500℃の試験で部分的に酸化が認めら



① セラミックピース
② セルメット
③ ボルト
④ 断熱板
⑤ 断熱板
⑥ カバーメタル

図2 セラミック部片の構造

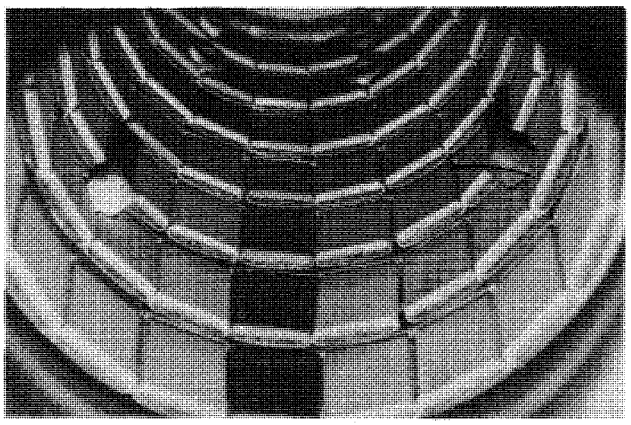


写真1 セラミック部片組立型燃焼器

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

表1 セラミック燃焼器の常圧燃焼試験結果

セラミックの種類	Al_2O_3	RBSN (CVD)	SSC	SSN
セラミック部片配列数	2列目−18枚 4列目−15枚	2列目−18枚 4列目−15枚	2列目−18枚 4列目−15枚	全列−126枚
TIT＝1300℃ （天燃ガス）	33枚中7枚に割れ	異常なし	異常なし	異常なし
TIT＝1400℃ （天燃ガス）		33枚中2枚に割れ	異常なし	異常なし
TIT＝1400℃ （灯　油）			異常なし	異常なし
セラミック部片配列数	2,4列目−2枚	2,4列目−2枚	2,4列目−2枚	その他の部分
1400℃　8サイクルテスト 1500℃　（灯油）	4枚中1枚に割れ	異常なし	異常なし	1〜3列目の一部が変化

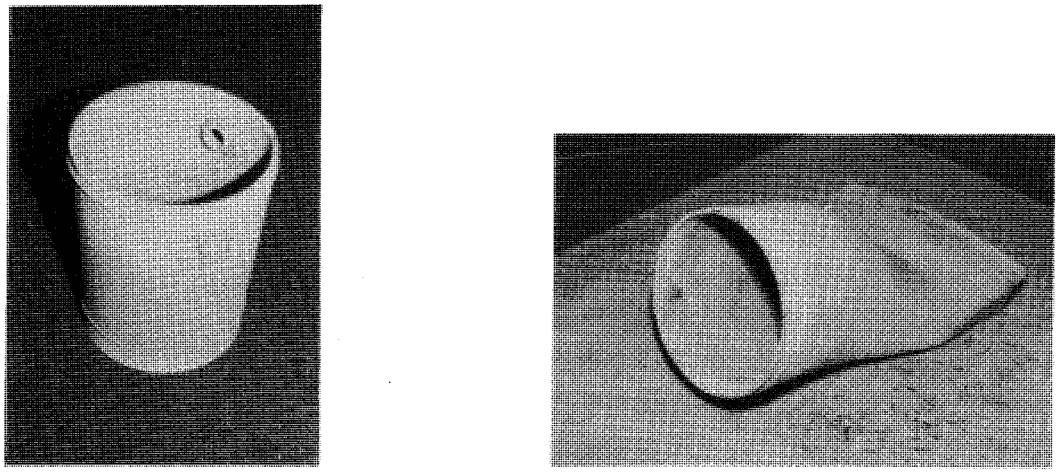


写真2 セラミック一体型内筒及び尾筒

れ，SSCには酸化も認められなかった。これらの結果は応力解析からの推定とも一致し，これらの製作及び試験を通じて，Al_2O_3，RBSNは強度的に不足であり，SSCは酸化に強くSSNは強度靱性に優れクラック等が起り難いことが分った。

一体型セラミック燃焼器は，昭和54年度以来その製造技術の向上に努め，最初は½スケールから研究を始め，数年後パイロットプラントの高圧燃焼器と同寸法のものの製作に着手した。内筒は反応焼結窒化けい素（RBSN）と常圧焼結炭化けい素（SSC）〔ラパープレス成型法〕，尾筒はRBSNと常圧焼結窒化けい素（SSN）［スリップキャスト成型法］で工夫研究を重ね，個々にバーナーテストなどを行い，最終的にはSSCの内筒とRBSNの尾筒（写真2参照）について1500℃までの常圧燃焼試験を実施したが，酸化による損傷等は全く認められなかった。このことはセラミック部品が今後ガスタービン等の高温部品として十分使用され得ることを示したと言えよう。

われわれの耐熱セラミックスの研究開発は昭和59年度をもって多大の成果を納めて終了したが，その後官民で関連のプロジェクトが進められており，夫々優れた成果を得ていることは誠に同慶の至りであります。

参考文献

(1) 佐々正ほか2名，高効率ガスタービン燃焼器用セラミック材料の熱応力破壊に対する信頼性，窯業協会誌，90〔8〕1982

(2) 中山淳ほか3名，UNIAXIAL TENSILE FATIGUE OF SINTERED SiC，第4回セラミックス破壊力学国際学会（60.6.20）

(3) 中村敏則ほか5名，1500℃ガスタービン用セラミック燃焼器の研究，日本ガスタービン学会ガスタービン鹿児島地区講演会（60.11.4）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/09/26.

6. ガスタービン要素技術の研究開発
6.1 圧縮機技術の研究開発

航技研 航空機公害グループ 小林 紘
航技研 原動機部 斉藤喜夫

高効率ガスタービンの圧縮機技術に関する先行的研究として，次の2つの技術が取り上げられた。1つは，圧縮機動翼の翼先端隙間制御やワイドコード化による空力的性能向上を目ざすものであり，他は，性能向上にともなって発生し易くなる翼の振動疲労破損を防止して，圧縮機の安全性，信頼性の向上を計るものである。

1. 翼の振動疲労破損防止の技術

始めに，本技術に関係する，ガスタービンの非定常流れと空力弾性問題の概略並びにその研究動向について触れ，次いで，本研究開発について述べる。

1.1 ガスタービンの非定常流れと空力弾性問題

圧縮機やタービン等のターボ機械の内部の流れは，航空機の翼のまわりの流れのような定常な流れと異なり，ストラットの後流あり，動・静翼列の後流あり，抽気あり，またインレットディストーションありで，時間的に変動する非定的な流れを含んだものである。これらの非定常流れはターボ機械の重要な構成要素である翼列翼の振動疲労破損といった空力弾性問題を引き起す原因となるものである。また，翼の破損はターボ機械の運転不能あるいは破損といった重大な不具合をもたらす性質のものが多いので，ターボ機械の空力弾性問題はターボ機械を開発する上で重要な関心事の一つである。近年，ガスタービンの性能向上並びに流量の増大から，圧縮機の翼列翼として，アスペクト比の大きな，肉厚の薄い翼が高速流中で使用されるようになってきた。これを翼の振動面から見ると翼の剛性の低下をきたすとともに，必然的に非定常空気力による振動が発生し易くなっている。また，タービン最終段の翼も長いスパンのものが遷音速流れの中で作動するようになっているため，空力弾性問題は重要性を増して来ている[(1)(2)]。

この問題を翼の振動発生原因から見ると，図1に示す如く，強制振動と自励振動とに分けられる。

強制振動としては，①上流の動・静翼列やストラットの後流，各種の入口条件に起因するインレットディストーションや抽気，翼列のポテン

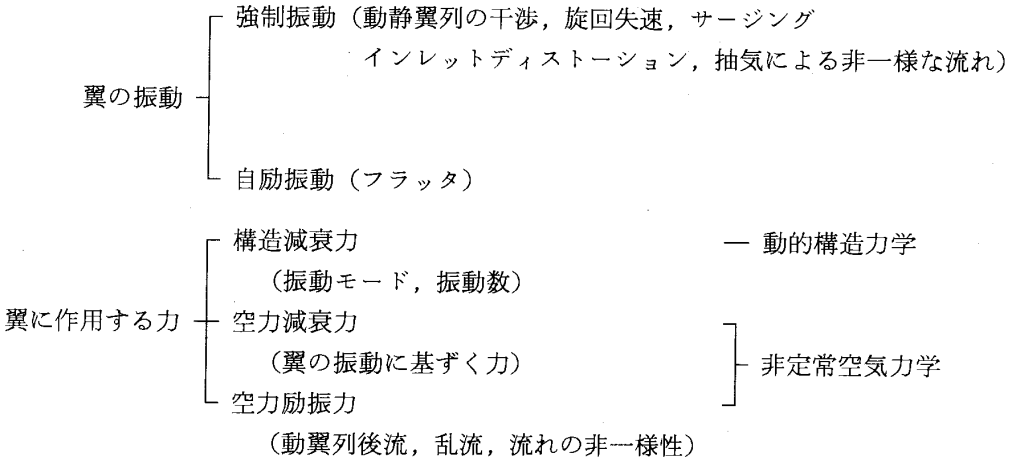


図1 ターボ機械の翼振動と作用する力[(2)]

（昭和62年10月16日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

シャル場といった不均一な流れの中を，静翼列あるいは動翼列が相対運動することによって周期的な変動力を受ける場合，②旋回失速やサージングなどの流れ自体の非定常現象によって翼列翼が変動力を受ける場合，③ガスタービンの始動時や加速時などの過渡応答などによって非周期的な流れによる変動力を受ける場合，④機械的振動が原因の場合，等がある。この強制振動の原因となる非定常空気力は多くの場合，ターボ機械の回転数に関連した周期的なものがあるので，翼の固有振動数を非定常空気力の振動数と一致させないように製作するとか，振動数の一致する作動範囲を避けるとかして，共振が発生しないような対策がなされている。しかし，この強制振動による翼の破損も多く，また，ターボ機械を構成する多くの翼列翼の固有振動数を広い作動範囲において発生する非定常空気力の振動数から避けることはほとんど不可能なことである。そのため，近年，この共振時の翼に作用する非定常空気力の研究も活発に行われている。

一方，自励振動である翼列フラッタは，何らかの原因で翼が振動し，その振動によって変動空気力が誘起され，それが翼の振動に対して負減衰として働くことによって，流れから翼にエネルギーが供給されて，翼の振幅が増大する現象である。この場合，翼の振幅は急増するので，翼の振動疲労破損は瞬時的なものとなる。フラッタ発生時の翼の振動数は翼あるいは翼の支持系を含むものの固有振動数の一つと対応する。翼列フラッタの種類は主に次の4つのタイプに分類され，①Supersonic unstalled flutter（超音速非失速フラッタ）②Supersonic stalled flutter（超音速失速フラッタ）③Subsonic/transonic stalled flutter（亜音速/遷音速失速フラッタ），④Chock/negative incidence flutter（チョーク/負の迎え角のフラッタ）がある。

ところで，翼列フラッタはターボ機械の広い作動範囲で発生し，上述した強制振動の場合のようにターボ機械の回転に基因するといった明確な発生条件が得られない。そのため，ターボ機械製作後にそれが発生した場合には，性能の低下をともなう翼の改造も行わなければならないこともあるので，設計段階において解決されなければならない重要な問題である。

この様に，非定常空気力と翼を含む系の弾性変形によって引き起される翼列翼のフラッタと強制振動は，図1に示す如く，ⓐ翼列翼を含む系の弾性変形である振動と，ⓑそれに作用する強制的な空力励振力あるいは翼振動にともなって発生する空力減衰力，並びにⓒ構造的減衰力の連成によって発生するものである。そこで，その防止のためには，ⓐ，ⓑ，ⓒの3つの問題を総合的に解明する必要がある。

これらの問題に関する近年の研究動向は以下の様になっている[2]。ⓐの翼列翼とディスクを含めた系の固有振動数，振動モード，振幅分布等の振動特性は，翼列翼に作動する非定常空気力を決める重要な要因であるため，NASTRAN等の有限要素法による理論解析とともに，歪ゲージ貼付による接触法やFMグリッド，リサージュ法，計時法，レーザーホログラム法などの非接触法による翼の振動変位並びに翼を含む系の振動変位の測定が行われ，高速回転翼列の振動モード解析が進められている。

一方，ⓑの非定常空気力に関しては，理論と実験との両面での解析が進められ，理論面では，アクチュエータディスク理論，特異点法，加速度ポテンシャル法の他に，有限要素法，差分法などの解析手法を駆使して，圧縮性の影響，三次元性の影響，そりや翼厚による有限転向角の影響を含め，より実際的な翼列の場合に近付ける努力が成されている。また，実験面でも二次元翼列及び三次元翼列における翼全体に加わる非定常流体力の測定から，振動中の翼面の非定常圧力分布の測定と，その測定範囲も，非圧縮流から高亜音速，遷音速流へと拡大されており，また，三次元的な実際の回転翼列における非定常空気力の測定へと，より詳細な，より実際的なデータの集積への方向へと進んで来ている[3]。

また，ⓒの構造減衰力についても，スナバーやプラットホームの減衰機構への慣性項及びそれに加わる荷重の影響を含めて，翼の振動に及ぼす効果についての理論的，実験的研究が最近行われている。これらの基礎的な研究と平行して，スケールモデルの回転翼列を用いてのフラッタの発生領域及び発生条件の研究も進められ，実機での発生

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/23

資料との対応が調べられている。

1.2　フロンガス環状振動翼列風洞と測定方法

ディスクを含む翼列翼系の動的構造変形の解明は，近年の構造解析法の発展より，翼根部やスナッバーでの構造減衰力の不確定部分を除けば，比較的容易となっている。一方，非定常空気力の方は現象が複雑なため解析が困難であり，ほとんどの場合二次元薄翼理論解析である。これらの理論解析結果をファン，圧縮機，タービンの設計に使用するには，実験データによる検証と評価が必要である。また，解明の不十分な遷音速や失速領域でのフラッタ現象などを実験的に明らかにすることによって，理論解析の発展を計ることが望まれている。

しかしながら，振動翼列に使用する非定常空気力，すなわち，空力減衰力の実験データは，実験装置ならびに測定方法の困難さなどのため，特に圧縮性の影響の強い遷音速領域では非常に少ない。

そのため，実機のターボ機械に類似し，かつ，現在の二次元理論モデルとの比較のできる，比較的大きなボス比の環状翼列風洞を開発した[4]。風洞の概略と仕様を図2と表1に示す。この風洞では，実機の遷音速フラッタ発生可能な無次元振動数範囲内で，強制振動法によって，翼面上に作用する非定常流体力を測定出来るようにするため，特殊な高速度の機械式加振装置を測定ダクト部に内蔵させると共に，作動流体としてフロンガス（フロン11）を採用した。また，本風洞では，測定部の一部を回転翼列（動翼列）に変え，下流の振動翼列と組合わせることができる。これにより，動・静翼列の干渉による空力的強制振動の研究が可能となっている。これは，空力的励振力と空力的減衰力の2種類の変動空気力が同時に翼に作用する場合の研究となる。フロン風洞の測定部を図3に示す。

加振装置（図4）は，翼列翼16枚全てを1°のねじり振幅，任意の翼間振動位相差で最高500 Hz（マッハ数1，2，翼弦長72 mmの条件下で無次元振動数0.6に相当する。）まで，強制ねじり調和振動させて，翼列翼の空力安定および不安定の両領域で非定常流体力を測定するために開発された。

表1　フロン風洞の主な仕様[4]

1) Working Fluid　Freon 11 , M= 137.37 , CCl_3F

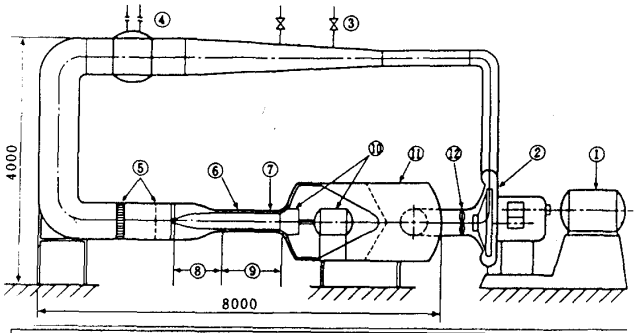
2) Overall Dimention of Test Section
- Tip diameter　ϕ320
- Hub diameter　ϕ270
- Hub/Tip ratio　0.844
- Annulus height　25

Inlet guide vane is used , when transonic flow of test cascade is required.

Test Cascade
- Number of blades　16
- Pitch at mean diamater, s　58
- Chord, c　72
- Pitch/Chord ratio s/c 0.873(Tip), 0.804(Mid) 0.736(Hub)
- Stagger angle γ　45 40
- Blade inlet angle (design) β_1 0°
- Blade outlet angle　β_2　60°50′
- Blade type　12.4% thickness cambered turbine blade
- Blade height　h　25

Unsteady Parameter
- Oscillated blade number　16 (Oscillated by Mechanical oscillatory system in Torsional Mode)
- Frequency　f　0 to 500 Hz
- Oscillatory amplitude　$\bar{\alpha}$　1.0 deg
- Interblade phase angle σ　2nπ/16 (n;integer)
- Reduced frequency　k　, 1.2 at Mach No. of 1.4 based on chord length　72.
- Torsional axis position　19.5 % chord

3) Pressure in Test Facility
Suction pressure / Discharged pressure
29.4/ 88.3 kPa　(0.3/0.9 kg/cm² ata)



① 200 kw motor ② Turbo blower ③ Freon gas pressure control unit ④ Cooling system ⑤ Honeycomb & Screen ⑥ I.G.V. ⑦ Oscillating cascade ⑧ Nozzle section ⑨ Annular cascade test section ⑩ 15 kw variable speed driven system ⑪ Exhaust chamber ⑫ Flow control valve

図2　フロンガス環状振動翼列風洞の概略図[4]

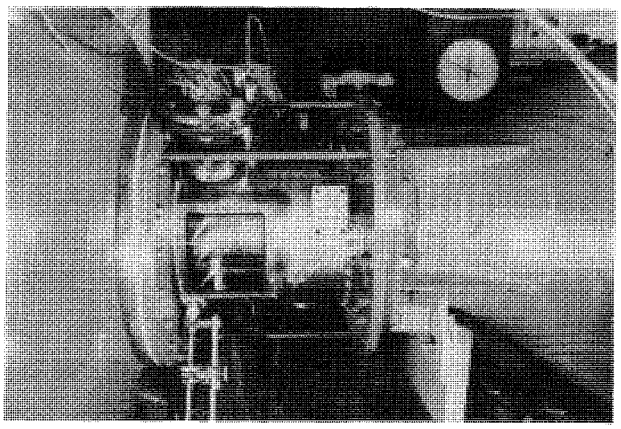


図3　フロン風洞の測定部[4]

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

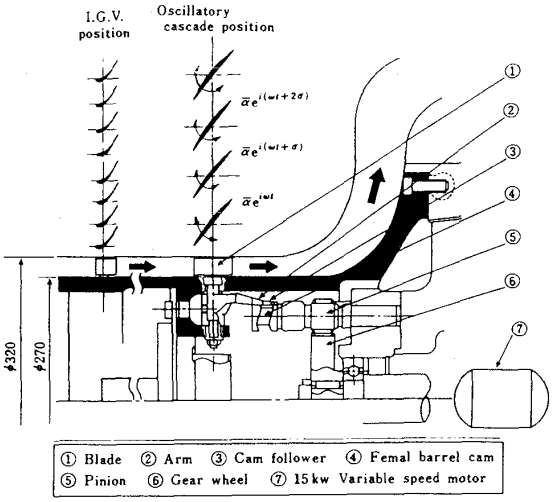


図4　測定部と翼列加振装置(4)

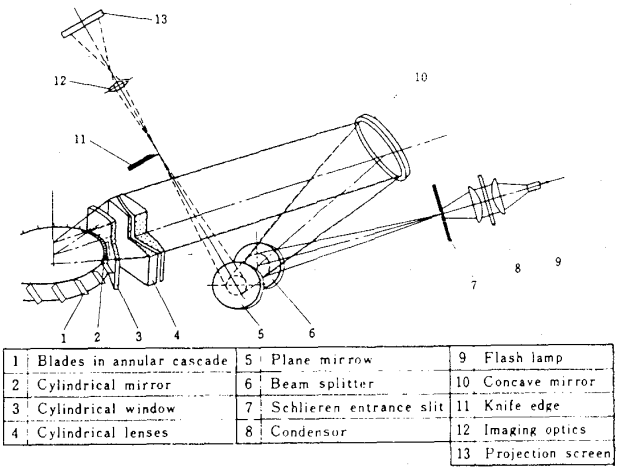


図5　環状翼列間流れの可視化用シュリーレンシステム(4)

この様に，環状翼列翼全数を高振動数で強制振動させて非定常流体力を求める実験方法自体，国際的に例が少ない。また，本加振装置は，翼列翼16枚を全て，1mmの振幅で並進振動も出来るように機能を拡張され，翼の主要な曲げと捩りの両振動モードでの非定常空力特性の研究が出来るようになっている。したがって，本風洞により，定常と非定常の両面から環状翼列の空力特性の研究が可能である。

本風洞に加えて，次の3つの測定補助装置が開発された。①作動流体であるフロンガスの音速を測定するためのフロンガス音速測定装置，②定常時の翼列間の流れおよび翼列振動時の流れを可視化するための，環状翼列可視化用シュリーレン装置（図5），③細管圧力測定系の周波数応答測定装置。翼に作用する非定常流体力は，翼面上の非定常圧力分布測定によって得られている。そのため，一端を翼表面に開放した細管に圧力センサーを連結して，振動する物体表面に作用する変動圧力を測定する方法を用いている（図6）。この細管を含む圧力測定系の周波数応答に及ぼす要因としては，細管の形状，寸法，作動ガスの特性（圧力，温度など），翼表面の測定孔上を流れる流体の速度，並びに変動圧力の周波数である。これらの影響を含めて周波数応答を得るための，細管圧力測定系の周波数応答測定装置を開発した。上記の風洞，加振装置，測定技術，並びに測定補助装置の詳細については文献4を参照されたい。これらの装置及び確立された計測技術を用いて，遷音

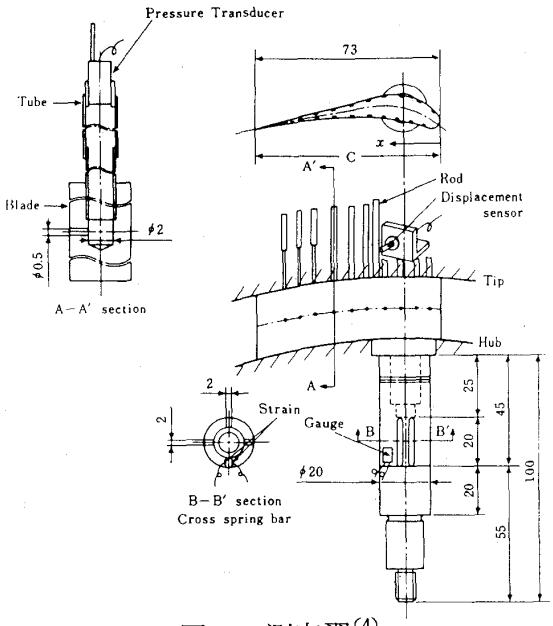


図6　測定翼(4)

速タービン翼列並びに圧縮機翼列の非定常空力特性を明らかにした。

1.3　タービン翼列の非定常空力特性の研究

直線翼列風洞で翼列静特性が明らかにされている遷音速タービン翼列（図7）を使用した。これまで殆ど実験データの得られていない，大きな転向角を有する遷音速タービン翼列の非定常空力特性を明らかにするため，フロン風洞を用いて研究を行った。高亜音速から超音速流れの流出マッハ数 $\overline{M}_2 = 0.68 \sim 1.39$，無次元振動数 $K = 0.056 \sim 0.457$，翼間振動位相差 $\beta = 67.5^\circ, 0.0^\circ, -67.5^\circ, -90.0^\circ$ の範囲にわたって，振動翼列に作用する非定常流体力の測定を行い，翼全体及び

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

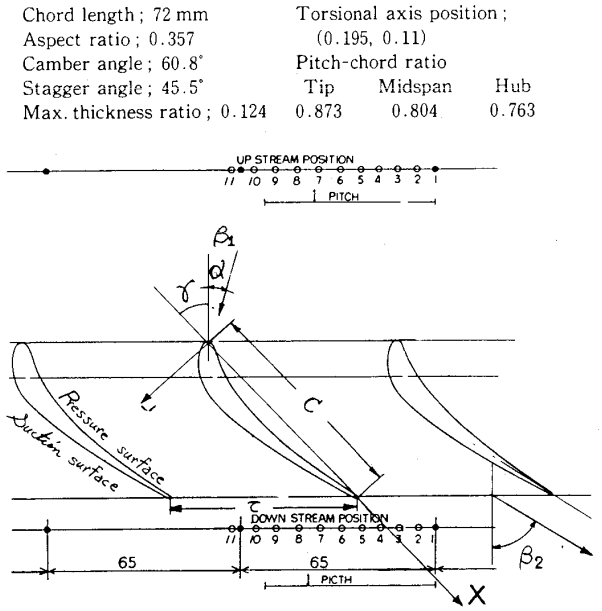


図7 タービン翼列とその主要諸元[5]

単位スパン当りの非定常ねじりモーメント，翼弦方向の非定常圧力分布および翼素エネルギー分布を得て，次の事柄等を明らかにした[5][6]。

(1) 翼面上に配列された22個の超小型圧力センサによる翼弦方向の非定常圧力分布と，翼軸の一部である十字バネによる捩りモーメント測定の二つの方法を同時に用いて行った（図6参照）。流体による非定常ねじりモーメントの実数部と虚数部両方の無次元振動数と流出マッハ数に対する変化の傾向は，二つの測定方法において定性的にも，また定量的にも良い一致が得られた。そして，遷音速領域の広い無次元振動数範囲にわたって，ねじり非失翼列フラッタが発生すること，並びに流出マッハ数が高くなるにつれて消滅すること等が明らかにされた。

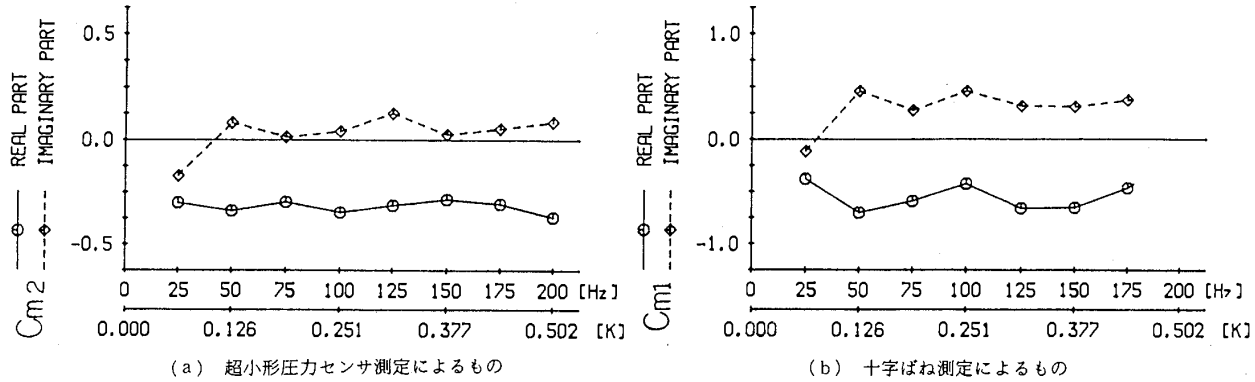
(2) 翼列条件の類似した二次元元翼列理論解析結果と本実験結果とは，遷音速領域でのフラッタの発生の一致を見，定量的にも比較的良い一致が得られた。

(3) ボス比の大きい環状タービン翼列の流れは比較的二次元的であり，翼スパン中央の非定常をモーメントの値で翼全体の非定常特性が表し得た。

(4) 亜音速流出の場合のフラッタ発生には，ねじり軸下流の翼背側での流体からのエネルギ流入が大きな役割をはたすが，無次元振動数の増大につれて，その量は減少し，フラッタが消滅する。

一方，超音速流出では，翼背側の非定常圧力の位相は亜音速の場合より約40°の位相進みであって，無次元振動数の増加につれて，ねじり軸下流のエネルギ流入は正となり，加えて，衝撃波発生付近でのエネルギー流入が顕著となってフラッタが発生する。

実験結果の一例で，流出マッハ数$M_2=1.242$の場合の結果を図8に示す。図中(a)は超小型圧力センサー計測から算出された非定常ねじりモーメント係数C_{m2}実数部と虚部数の無次元振動数Kに対する変化を示す。一方，(b)は十字バネから得られた非定常ねじりモーメント係数C_{m1}を示している。これらの図において，虚数部が正値の場合，翼列の振動は空力的に不安定となり，フラッタが発生することを意味する。どちらの場合の測定値とも，無次元振動数の増加にともない虚数部は正から負へと変化しているが，その絶対値のKに対する変化は小さくほぼ一定である。二つの測定結果は定性的にも良い一致が得られている。本実験結果の詳細については参考文献(5)(6)を参照されたい。また，衝撃波の位置変動による影響は文献(9)に述べられている。



(a) 超小形圧力センサ測定によるもの　(b) 十字ばね測定によるもの

図8 振動翼に作用する流力非定常ねじりモーメント（絞り弁開度40%の場合）[5]

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

1.4　圧縮機翼列の非定常空力特性の研究

16枚全翼列翼をねじり強制制御加振できるフロンガス環状振動翼列風洞を用い，翼列条件（翼形，食違い角，弦節比），流入条件等を実機動翼列と類似させて，遷音速DCA圧縮機翼列の非定常空力特性を調べた（図9）。振動翼列に作用する空力減衰力は，超小型圧力センサを用い，翼表面に作用する変動圧力を空力安定および不安定両方について測定することよって得られた。実験の流入マッハ数範囲Mは0.732から1.080，無次元振動数 $K_1 = cw/2U_1$ の範囲は，0.0375から0.547および6つの翼間振動位相差 σ で行われた。合計240ケースの実験は，M_1 と非定常パラメータ，K_1，σ の重要性を含めて，非失速ねじり翼列フラッタの発生領域とフラッタ発生メカニズムの一部を明らかにした。主な実験結果は次の如くである。

(1)　低背圧での非失速ねじり翼列フラッタは，流入マッハ数および無次元振動数の広い範囲において発生する。翼背側および腹側の流れが亜音速である流入マッハ数の場合，フラッタ発生無次振動数 K_1 値は，流入マッハ数の増加とともに減少する。この現象は亜音速流れの圧縮性によるものである。一方，翼背面上の流れが超音速の場合には，フラッタ発生 K_1 の値は翼間振動位相差90°において $K_1 = 0.547$ へと急激に増加する。しかし，流入マッハ数 M_1 が1,020から，翼背面と腹面両方とも超音速となる $M_1 = 1{,}080$ へと増加するにつれて，フラッタ発生無次元振動数は減少する。非失速ねじり翼列フラッタの発生領域を図10に示す。

A main specification of test compressor cascade
Chord length C ; 72 mm , Max. thickness ratio ; 4%
Aspect ratio ; 0.357 , Camber angle ; 6 deg.
Inlet angle β_1 ; 61 deg., Outlet angle β_2 ; 55 deg.
Stagger angle ξ ; 58 deg., Torsional axis ; 50 %
Pitch-chord ratio ; 0.873(Tip), 0.804(Mid) , 0.763(Hub)

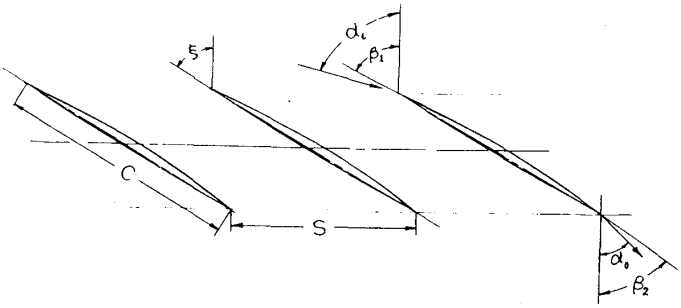


図9　圧縮機翼列と主要諸元[7]

(2)　フラッタ発生の翼間振動位相差の範囲は，約60°から135°間であり，この範囲は無次元振動数や流入マッハ数の変化に対して殆んど影響を受けない。

(3)　フラッタ発生に際し，亜音速流入および超音速流入両方の場合とも，ねじり軸上流翼背面上の変動圧力の正減衰から負減衰への変化が重要な役割を演じている。加えて，超音速流れの場合には，ねじり軸上流の翼腹面に発生する負の空力減衰力の増加が翼振動の空力不安定をもたらす。

これらの結果は，ねじり軸の前縁方向への移動が空力安定化への一つの手段であることを示している。

(4)　翼振動に伴う衝撃波位置変化に起因する変動圧力は，負の空力減衰力として翼に作用する。その大きさは翼間振動位相差に依存しているけれども（図11参照），無次元振動数 $K_1 = 0.15$ 以下では，翼の空力不安定に対して重要な役割をはたしている。図11の横軸は無次元振動数，縦軸は，変動圧力と衝撃波による静的圧力上昇との比を示している。圧縮機翼列の詳細な実験結果については，参考文献(7)と(8)を参照されたい。

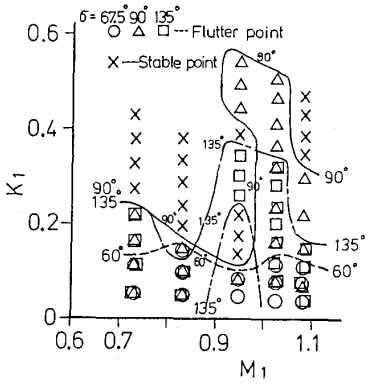


図10　非失速ねじり翼列フラッタの発生領域[8]

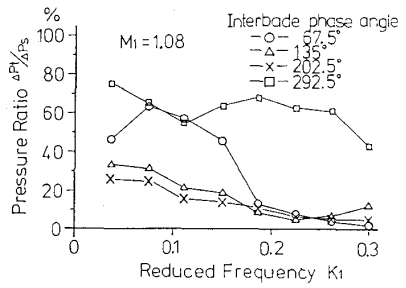


図11　衝撃波変位に起因する圧力変動の無次元振動数に対する変化[8]

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/22

2. 性能向上の研究

軸流圧縮機の段当たりの圧力比を大きくすることと効率を高めることは，一般に相入れない点があるため，効率を重視する発電用ガスタービン・エンジンでは，これまで，段数を多くしても段当たりの圧力比が小さい圧縮機を採用するのが普通であり，また，確実性を重視するため，設計も保守的であった。一方，ガスタービン・エンジンが最も普及している航空用エンジンの分野では，軽量化，高出力化の要求が厳く，軸流圧縮機の高圧力比化が急速に進んだため，改良が続けられた結果，段数削減と高圧力比化，高効率化が同時に実現されてきた。ところが，近年，発電用ガスタービン・エンジンも高圧力比化される傾向にあり，高圧力比の軸流圧縮機では段当たり圧力比を小さく抑えると段数が過大となるため，圧縮機の性能向上も必要となってきた。航空宇宙技術研究所では，従来から進めてきた航空エンジンの研究経験より，航空エンジン用圧縮機とほぼ同等の段当たり圧力比と従来の産業用エンジン以上の効率をも兼ね備えた軸流圧縮機を実現することは可能と考え，その実証を目標とした軸流圧縮機の試作試験研究に取り組んだ。

軸流圧縮機の性能と効率の向上を同時に実現するための手段として最も効果的な方法は，翼列に従来の系統翼型より進歩した翼型を採用することであるが，当時の我が国の技術水準では実現が困難であるため，従来の設計法を基本として，電子計算機の進歩に合わせた空力設計計算の精度の向上と性能及び効率の向上に効果的ないくつかの試みを取り入れることとによって高性能でしかも効率の高い軸流圧縮機を実現することにした。

圧縮機の効率向上のために実現可能で最も効果的な方法と考えられたのは，翼先端とケーシング壁面との間隙（翼端間隙）を運転状態で出来るだけ小さく保つことである。その手段として，試作圧縮機には動翼の翼端間隙のアクティブ・コントロールを取り入れることとして研究の構想を立てた。この計画を実現するためには高速回転中の動翼の翼端間隙を計測できることが必須の条件となる。ところが，圧縮機のアクティブ・コントロールに利用し得るような翼端間隙の計測方法は，まだ，確立しておらず，研究は翼端間隙の計測用センサーの開発から始めることが必要であった。

研究は55年度から59年度にわたって行ったが，軸流圧縮機の試作試験に先立ち，55年度から翼端間隙センサーの研究，試作を開始した。翼端間隙の測定には様々な方法が考えられるが，限られた極めて短期間で実用となる翼端間隙センサーを完成させるためには，既存の渦電流方式の間隙センサーを基本として周波数特性等に改良を加えて翼端間隙センサーとするのが唯一の現実的な方法であった。試作した渦電流方式の翼端間隙センサーは航空エンジン用に試作された12段の試験用圧縮機の中間段に取り付けて試験を行ったところ，使用可能なことが確認できたため，さらに改良を加えて，試作した軸流圧縮機の翼端間隙の計測及び制御に使用した（図12）。

軸流圧縮機の設計試作は56年度より開始した。試作した圧縮機は純粋に研究用であるため，今後，発電用ガスタービン・エンジンの多段軸流圧縮機を設計する場合に参考となる試験結果を得ることと，既存の試験設備で試験を行うことを考慮して，次のように設計目標を定めた。多段軸流圧縮機の特性を備えるように段数は5段とし，段当たり圧力比で最新の航空エンジン用圧縮機と比較しても遜色がないように全体圧力比を4とした。また，試験設備の制約より動翼外径は約450mm，空気流量は約15kg/sとした。図13に試作軸流圧縮機の断面を，表2にその主な仕様を示す。

試作圧縮機の設計に取り入れた性能及び効率向上のための第一の試みは，前述の，動翼の翼端間隙のアクティブ・コントロールである。これは，動翼先端で翼腹面から翼背面へまわり込む漏れ流れを従来の圧縮機の水準より減少させて，漏れ流

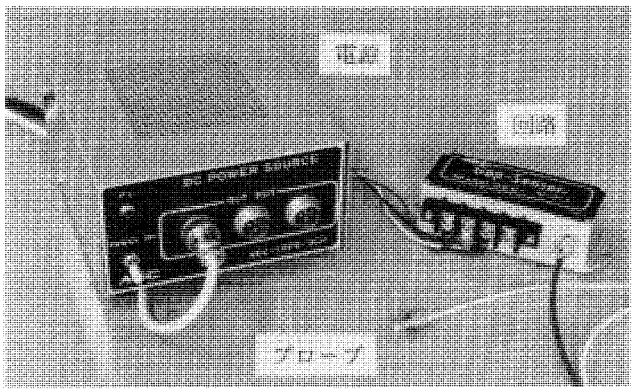


図12　翼端間隙センサー

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

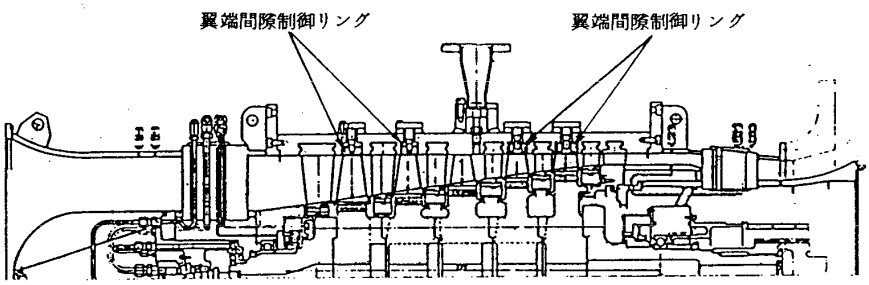


図13 試作軸流圧縮機

表2 試作軸流圧縮機の設計仕様

形式	軸流5段
空気流量	15 kg/s
圧力比	4
回転速度	14,400 rpm
流路外径	452 mm
入口ボス比	0.6

れに起因する翼列性能の低下と圧力損失の増大を抑制することにより，性能及び効率を向上させることを狙ったもので，翼端間隙の制御は第3段を除く全動翼に採用しており，すべてケーシングの動翼先端部に埋め込まれた翼端間隙制御リングを熱膨張による収縮を利用して制御する。翼端間隙の制御方式は前段と後段で異なっており，気流の温度が低い第1，2段はリングをその中に埋め込まれた電気ヒーターで加熱する加熱方式とし，高速回転時に気流温度の高くなる第4，5段は高速回転時にリング内を水で冷却する冷却方式とした。翼端間隙の制御が困難な静翼には内壁側にシュラウドを取り付け漏れ流れの防止と翼強度の強化を図った。

第二の試みはワイド・コード翼の採用である。翼のワイド・コード化は空力特性の向上に効果があるだけでなく，翼の厚みが増すことによる耐久性の向上，空力性能に及ぼす工作精度の影響の低下，翼数の減少による製造コストの低下等の多くの利点がある反面，翼の重量増加と圧縮機の全長の増大を伴う。したがって，翼をワイド・コード化するには段当たりの圧力比を大きくして段数を削減することが必要になる。試作圧縮機は段当たりの圧力比を従来の水準より大幅に大きくしていることと，研究の対象とするエンジンが発電用であるため，重量，大きさの制約がそれほど厳しくないため，全段にワイド・コード翼を採用し，最終段の第5段動翼ではアスペクト比が約0.53の超低アスペクト比翼列とした。その結果，全長は五段軸流圧縮機としては大きなものとなったが，翼数は合計で404枚であり，同水準の圧力比をもつ従来の軸流圧縮機より著しく翼数を減らすことができた。

試作圧縮機は56年度に第1，2段のみの二段軸流圧縮機として設計製作し，試験を行った後，第3段から第5段までを設計製作して58年度に五段軸流圧縮機として完成した。試験は58年度から59年度にかけて行われ，目標とした性能をほぼ達成するとともに，最高断熱効率は90%以上を記録し，性能と効率が高い水準で両立し得ることを実証した（図14）。性能試験における翼端間隙の制御結果の例を図15に示す。

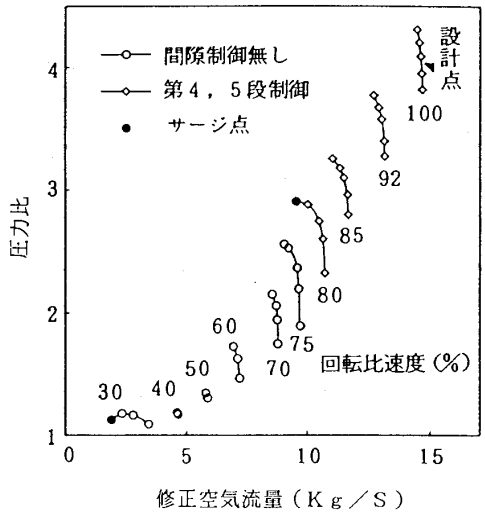


図14 性能試験結果

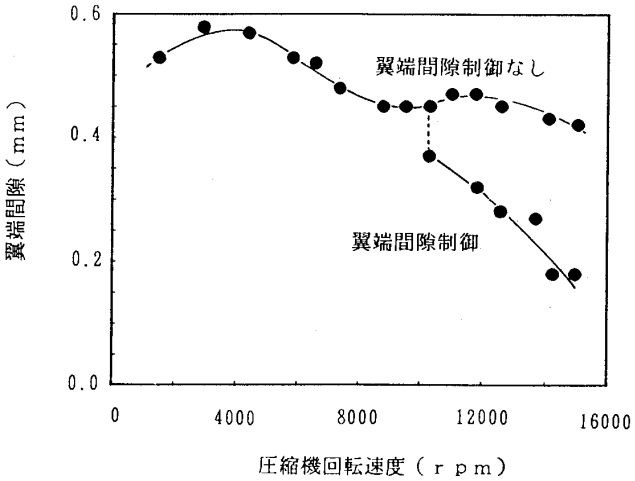


図15 翼端間隙の変化（第4段動翼）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/0

参考文献

(1) 小林，日本航空宇宙学会誌，31－354（昭58－7），345
(2) 小林，ターボ機械，12－9（昭59－9），548
(3) 小林，ターボ機械，13－9（昭60－9），64
(4) 小林，機械学会論文集，52－474，（昭61－2），713
(5) 小林，機械学会論文集，52－474（昭61－2），514
(6) 小林，第13回ガスタービン定期講演会論文集（昭60－6），133
(7) 小林，ガスタービン学会誌，13－49（昭60），65
(8) 小林，機械学会論文集，52－480（昭61－8），2920
(9) 小林・生沼，機械学会関西支部第63期定期総会（昭62．3）に発表予定

6.2 燃焼器技術の研究開発

航空宇宙技術研究所 田丸 卓
航空宇宙技術研究所 堀内正司
機械技術研究所 内山芳忠
川崎重工業株式会社 木村武清
高効率ガスタービン技術研究組合 酒井規行

1. まえがき

高効率ガスタービンパイロットプラント（AGTJ－100A）は高圧および低酸素を特徴とする2種類の燃焼器を用いている。すなわち設計点圧力が5.6MPaの高圧燃焼器（以降，HC）および入口酸素濃度が12％と低い高温ガス中で作動する再熱燃焼器（以降，RC）である。

一般に産業用ガスタービン燃焼器の設計点圧力は1MPa程度であり，航空用の最高圧のものでも3.5MPaにすぎない。また，高温・低濃度酸素のガス中でのガスタービン燃焼器作動についてはきわめて実例が少ない。このような技術現状のもとに前記のようなきびしい作動条件で長寿命を要求する発電用ガスタービン燃焼器を設計することになった。

HCおよびRCの設計は航空宇宙技術研究所でおこなわれたリフトエンジンJRシリーズおよびターボファンエンジンFJR710の経験をもとに，産業用ガスタービンの実績を加味して行った[1-3]。

（昭和62年10月16日原稿受付）

高効率ガスタービンは航空用エンジンのように頻繁かつ大巾な負荷変動はないものの，1万時間を超える耐久性を要し，装置が大型であるため保守点検の容易さが要求される。したがって燃焼器としては筒形10本（HC）ないし12本（RC）を主軸のまわりに配置した構造とした。

燃焼器設計に関する研究開発においては，パイロット機といえども，前記のように世界にも類例のない高圧条件のHC，未経験の低酸素ガス中でのRC作動など，未踏技術的要素を含む。そこで機械技研，航技研および川崎重工がそれぞれの担当課題について協調して基礎研究と試設計，模型燃焼試験などを行った。

燃焼器設計開始当時，エネルギー問題は世界的関心のまとで石油系液体燃料と天然ガスの両者が高効率ガスタービンの燃料として検討されつつあった。

したがっていずれの燃料にも対応できる燃焼器として，燃焼ノズルおよびHCライナの基本設計をすすめた。基本的な燃焼器開発は燃焼器の製作と0.3MPaまでの実寸燃焼試験を川崎重工にて，

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/0

参考文献

(1) 小林，日本航空宇宙学会誌，31－354（昭58－7），345
(2) 小林，ターボ機械，12－9（昭59－9），548
(3) 小林，ターボ機械，13－9（昭60－9），64
(4) 小林，機械学会論文集，52－474，（昭61－2），713
(5) 小林，機械学会論文集，52－474（昭61－2），514
(6) 小林，第13回ガスタービン定期講演会論文集（昭60－6），133
(7) 小林，ガスタービン学会誌，13－49（昭60），65
(8) 小林，機械学会論文集，52－480（昭61－8），2920
(9) 小林・生沼，機械学会関西支部第63期定期総会（昭62．3）に発表予定

6.2 燃焼器技術の研究開発

航空宇宙技術研究所 田丸 卓
航空宇宙技術研究所 堀内正司
機械技術研究所 内山芳忠
川崎重工業株式会社 木村武清
高効率ガスタービン技術研究組合 酒井規行

1. まえがき

高効率ガスタービンパイロットプラント（AGTJ－100A）は高圧および低酸素を特徴とする2種類の燃焼器を用いている。すなわち設計点圧力が5.6MPaの高圧燃焼器（以降，HC）および入口酸素濃度が12％と低い高温ガス中で作動する再熱燃焼器（以降，RC）である。

一般に産業用ガスタービン燃焼器の設計点圧力は1MPa程度であり，航空用の最高圧のものでも3.5MPaにすぎない。また，高温・低濃度酸素のガス中でのガスタービン燃焼器作動についてはきわめて実例が少ない。このような技術現状のもとに前記のようなきびしい作動条件で長寿命を要求する発電用ガスタービン燃焼器を設計することになった。

HCおよびRCの設計は航空宇宙技術研究所でおこなわれたリフトエンジンJRシリーズおよびターボファンエンジンFJR710の経験をもとに，産業用ガスタービンの実績を加味して行った[1-3]。

（昭和62年10月16日原稿受付）

高効率ガスタービンは航空用エンジンのように頻繁かつ大巾な負荷変動はないものの，1万時間を超える耐久性を要し，装置が大型であるため保守点検の容易さが要求される。したがって燃焼器としては筒形10本（HC）ないし12本（RC）を主軸のまわりに配置した構造とした。

燃焼器設計に関する研究開発においては，パイロット機といえども，前記のように世界にも類例のない高圧条件のHC，未経験の低酸素ガス中でのRC作動など，未踏技術的要素を含む。そこで機械技研，航技研および川崎重工がそれぞれの担当課題について協調して基礎研究と試設計，模型燃焼試験などを行った。

燃焼器設計開始当時，エネルギー問題は世界的関心のまとで石油系液体燃料と天然ガスの両者が高効率ガスタービンの燃料として検討されつつあった。

したがっていずれの燃料にも対応できる燃焼器として，燃焼ノズルおよびHCライナの基本設計をすすめた。基本的な燃焼器開発は燃焼器の製作と0.3MPaまでの実寸燃焼試験を川崎重工にて，

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/0

½縮小モデルなどによる昇圧燃焼試験は機械技研および航技研で行った。その間，三菱重工高砂工場において高温高速タービン回転試験機（High Temperature Turbine Developing Unit，以降HTDU）による1MPa程度までの実寸法燃焼器昇圧燃焼試験も行っている。研究開発の時間的推移を図1にまとめて示す。

以下，パイロット機用の研究開発，およびプロト機用として更にその高性能をねらって研究をすすめた内容について詳述する。

2．パイロット機用燃焼器の研究開発

以下，HCとRCに大別し，前者は更に常圧での性能試験と，高圧条件による設計確認試験に別けて記述する。両燃焼器の設計点条件は表1に示す。

2.1 高圧燃焼器（HC）

a） 常圧燃焼試験

航空用ガスタービンエンジン燃焼器開発実績等にもとづいて図2に示す筒形燃焼器を設計した[1−3]。保炎方式は実績のある空気旋回器を用い，ライナ冷却は膜冷却，尾筒部はインピンジメント冷却方式を採用した。

表1 高圧燃焼器および再熱燃焼器設計点条件[19]

System	Pilot		Proto	
Combustor	HC	RC	HC	RC
Inlet press. P_1 (MPa)	5.6	0.9	5.3	0.8
Air temp. T_1 (K)	733	1008	737	1061
O_2 content (vol.%)	19.3	12.4	19.4	11.2
Exit temp. (K)	1573	1444	1673	1473

本ガスタービンでは，着火後の低負荷時および負荷遮断時のように燃料を急激に絞り込んだ条件（最低温度上昇$\Delta T_{HC}=300$℃）でも安定燃焼する必要があるため吹消え等の保炎性能について調べた。HCでは$\Delta T=250$℃付近で吹消えが観測されたため，種々のガスノズルを試作し，保炎性能試験を行った。図3は，代表的な結果を示したもので，GN1，GN2は多孔ガス・ノズルであり，GN3は新たに考案した内向き旋回ガス・ノズルである。この新形式のガス・ノズルを用いることにより，低負荷時の燃焼性能を大巾に改善することができた。また，このガス・ノズルを用いて設計点空燃比での燃焼性能も悪化していないことを確認した。

供給空気圧力0.3MPaまでの燃焼試験により基本的な燃焼特性が十分満足されることが確認された。しかしライナ冷却特性については不十分であったため，膜冷却段間隔を短縮し，冷却能力の強化をはかった。

HCの圧力に対する壁温の試験結果を計算による予測値と比較して図4に示す。試験結果では，圧力が上がってもP＝0.3〜1MPaの範囲で，壁温が上昇する傾向は見られず，P＝5MPaでも壁

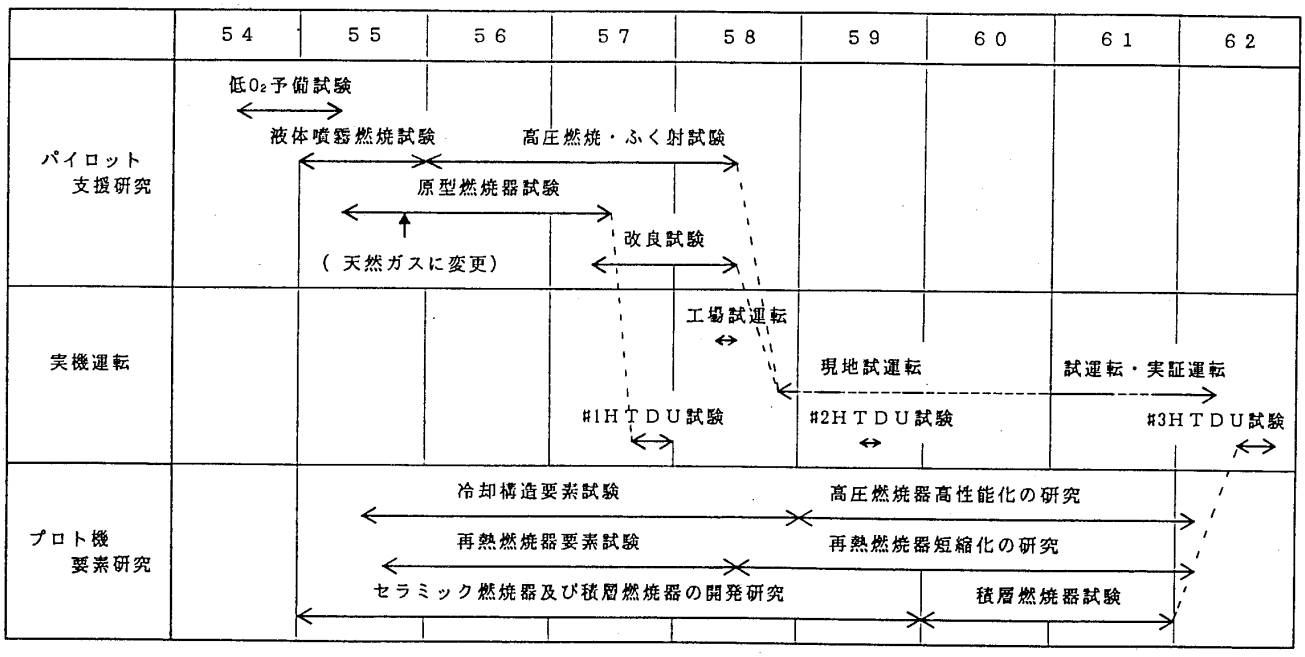


図1 高効率ガスタービンにおける燃焼器関連研究の推移

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/

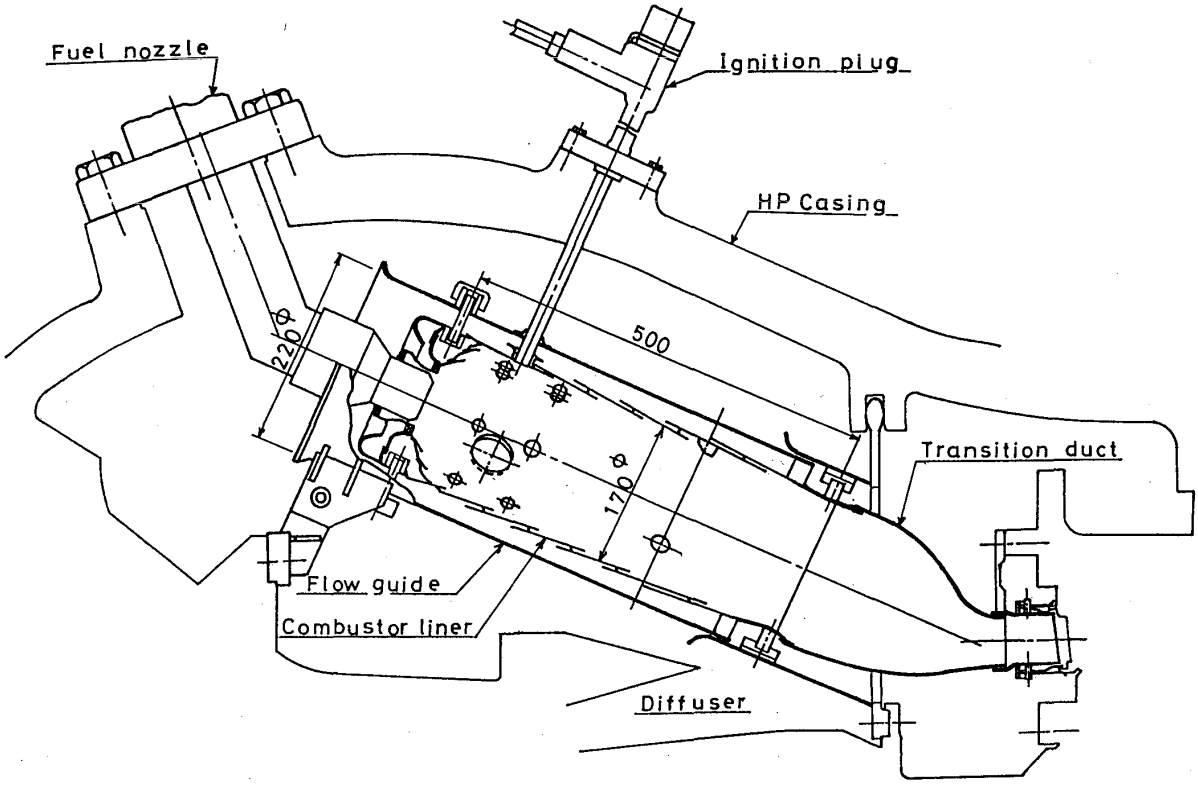


図2　高圧燃焼器（HC）[3)]

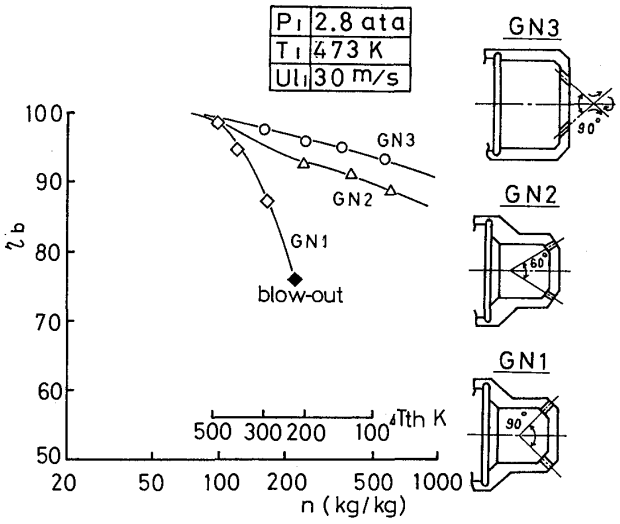


図3　HCの低負荷時の性能[3)]

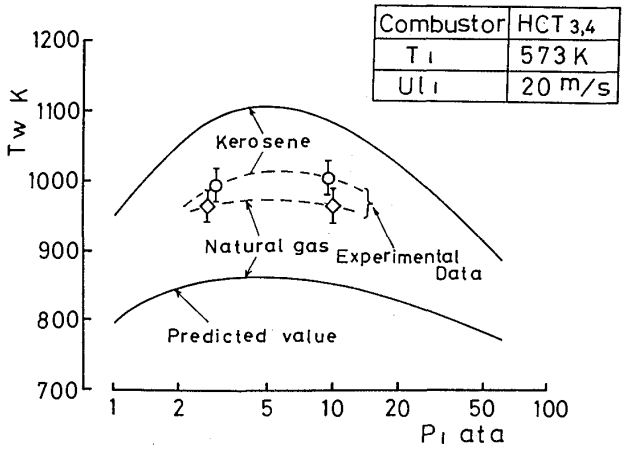


図4　HC壁温への圧力の影響[3)]

温はそれほど上昇しないと予想された。

更に尾筒出口での温度および風速分布は，タービンの耐久性および効率に大きく影響するため詳細な計測を行った[17)]。

燃焼器多筒形式に必須の着火と火移りについても未経験ではあったが既存のエンジンの例を参考にして要求を満足させる特性を得た。その後本ガスタービンの運転条件のきびしさからその冷却構造を強化した[3)]。

b）高圧燃焼試験

まず最初液体燃料を使用する可能性があったため燃料の分散，蒸発等にたいする圧力効果を知ることが重要課題であった。当時，わが国既存の設備でガスタービン燃焼器を高圧燃焼試験できるのは航技研の高圧セクタ燃焼試験装置[5)]のみであった。そこでこれにより燃料噴務の分散試験[11)]とわ

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

が国初の3MPaでの灯油による燃焼試験を行った。その後，燃料は天然ガスと決定されたが実機仕様決定に先立って燃焼の安定性，伝熱特性およびNO_Xの排出傾向などについて圧力の影響を知る必要があった。

機械技研では図5のような多数のボンベによる高圧燃焼装置を製作し，図6のようにして高圧下における火炎ふく射率等に関するデータ（図7）を取得した[12,15]。

航技研では長時間の連続燃焼によるデータ取得のため図8に示す系統の高圧燃焼試験装置を整備し，昭和58年春より½寸法模型による燃焼試験を開始した。

その結果，前述GN3ノズルは4MPa程度の高圧条件にて局所的燃料過濃で吹消えが起きることがわかり[13]実機への採用は代わってGN2に決定

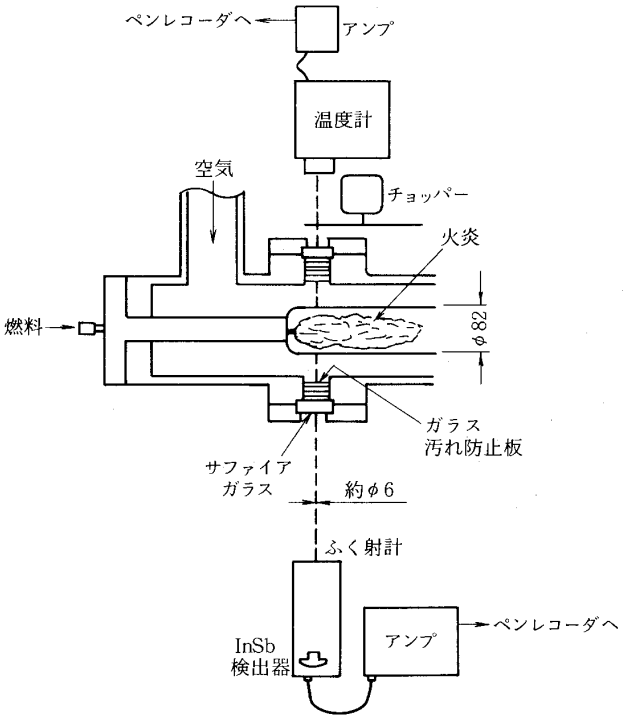


図6 容器試験装置における光学計測系[15]

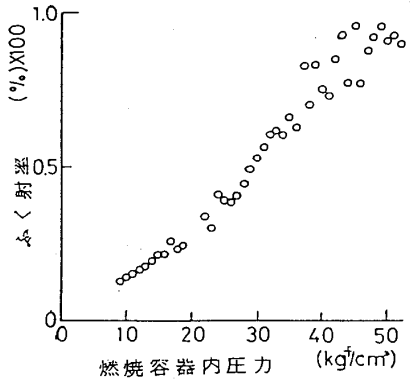


図7 高圧燃焼時の火炎ふく射率[12]

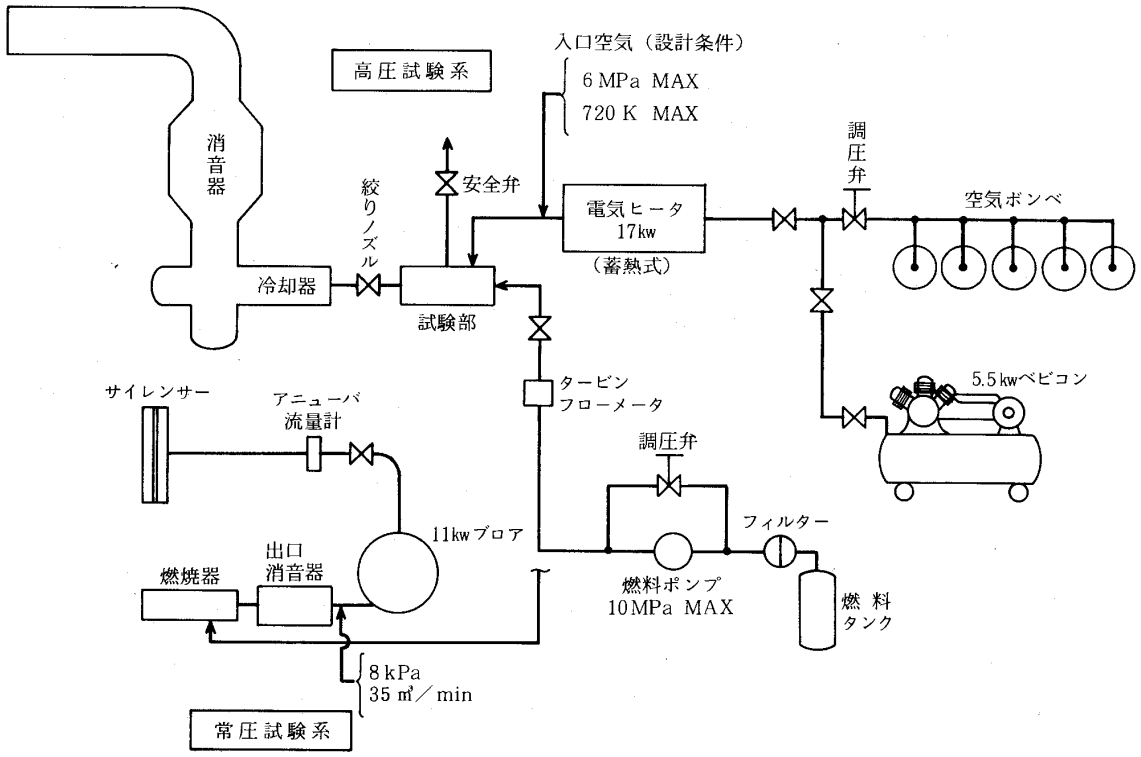


図5 容器燃焼試験装置[15]

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/08

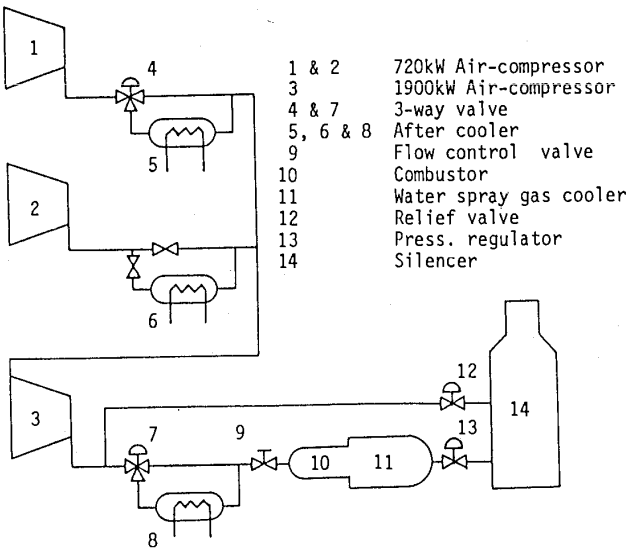


図8 高圧燃焼試験装置系統[13)]

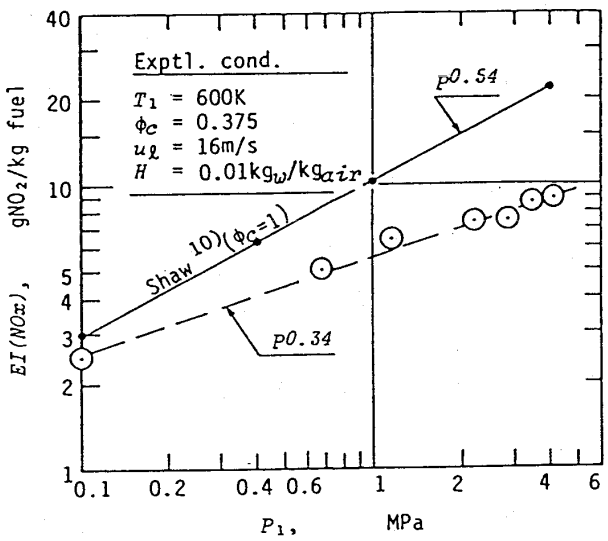


図9 EI（NO_X）の圧力依存性[14)]

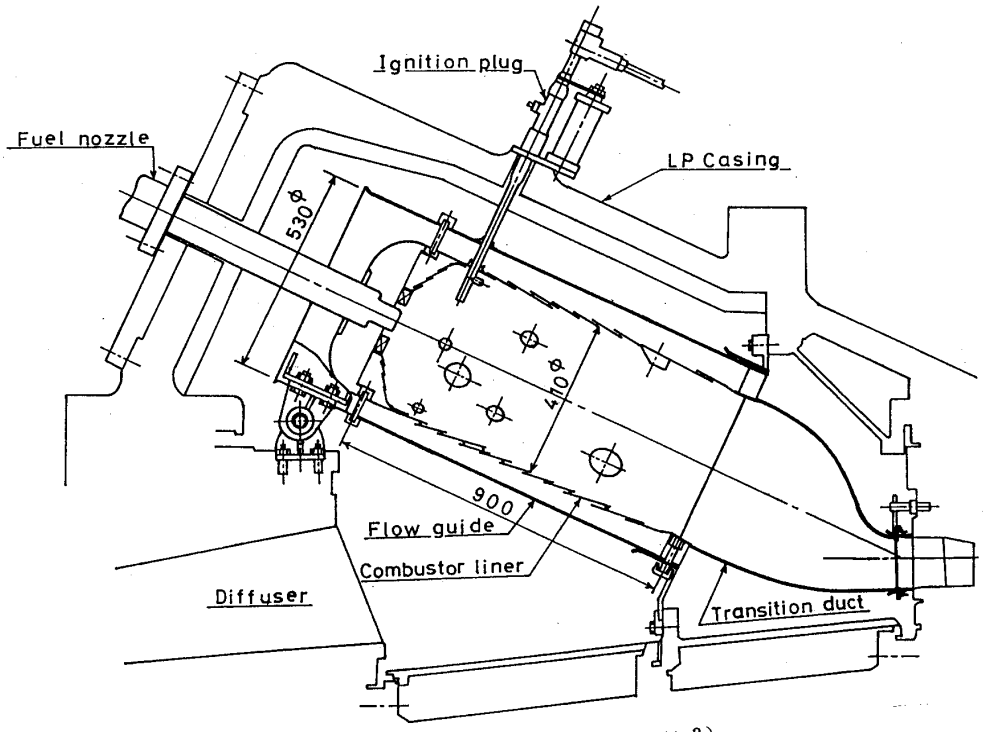


図10 再熱燃焼器（RC）の形態[3)]

した。また高圧条件でノズルとライナ入口カラー部とのすき間部に火炎が入り込む現象が発見され，間もなく開始したパイロット機燃焼器でもノズルに同様の過熱が生じていることがわかった。種々の対策を試みた結果，冷却用スリットをノズル筒外表面につけることで解決した。以上のような試験と改良の結果，候補燃焼器の基本的性能は十分パイロット機作動条件に対応できるものであることがわかり，最終燃焼器仕様として決定した。

NO_X排出特性については従来，減圧下または1 MPa 以下の実験による圧力依存性しか知られていなかった。それによるとNO_X排出指数は$P^{0.5}$に比例して増大する。しかし5 MPa までの試験によってそれは図9のように$P^{0.34}$に比例することが判明した[14)]。

2.2 再熱燃焼器（RC）

a） 常圧燃焼試験

RC（図10）の実寸模型にたいし，予熱燃焼器，水蒸気混合器を作動させて，入口空気酸素濃度および温度を実機設計点条件に設定できるように

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

し，灯油燃料を用いて常圧付近（～0.2MPa）での燃焼試験を行った。図11にRC入口温度に対する低O_2可燃限界を示す。空燃比nが一定の場合，低O_2可燃限界O_2％と入口温度T_1の間には直線関係がありT_1が100℃上がるとO_2が約1.3％下げられることが分かった[4]。AGTJ100A－RCの作動範囲は，図中の斜線部であり，T_1がかなり高いため，O_2≒12％でも十分安定した燃焼であることを確認した。

RC初期型燃焼器では，燃焼器諸性能は良好であったが，壁温レベルがかなり高いため，HC同様，膜冷却長さ，冷却空気配分，空気孔位置などの，冷却構造の改良を行った。図12に，初期型（RCT1）と最終型（RCT2）の壁温分布を示す。一次燃焼領域の膜冷却段数を増し，上流部の冷却空気量を増加することによって，ほぼ目標壁温レベルに到達した。また，尾筒については，比較試験の結果，インピンジ冷却方式に代わって膜冷却方式を採用した。

低O_2の燃焼時では高温空気条件にもかかわらず，NO_Xの生成量が極めて少ない。ライナ壁温上昇も，火炎温度の低下や，火炎輝度の低下にともなう火炎のふく射伝熱の低下により，かなり緩和される。

b） 実圧燃焼試験

RC内筒内面に部分的にセラミック遮熱コーティングを施工した燃焼器を用いて，P_1＝0.9MPaの実圧燃焼試験を行った。実圧時の壁温を常圧の結果と比較して図13に示す。計測点は膜冷却構造上で温度が最も高いと思われるリップ位置である。試験結果より実圧と常圧の壁温の差異がほとんどなく，また，セラミックコーティング施工によりメタル温度上昇は20～30℃低くなることが分かった。燃焼性能についても，実圧と常圧の差異はほとんどなく，設計目標値を満足している[3]。

3. プロト機用燃焼器の研究開発

プロト機はパイロット機に先進技術をとりいれ更に高性能化をねらったものである。パイロット機の研究開発と並行してこれにむけての研究を行った。パイロット機の運転により高圧あるいは低酸素中の燃焼については一応の問題解決がはかられたが耐久性を中心としてより一層の性能向上

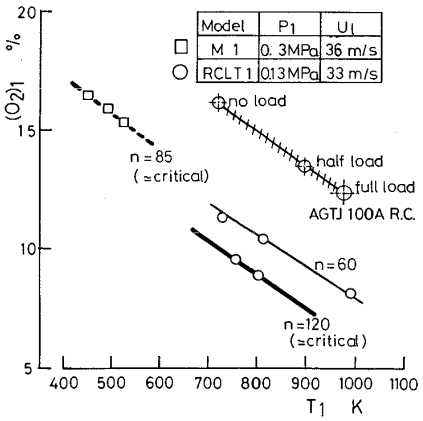


図11 燃焼限界におよぼす酸素濃度の影響[4]

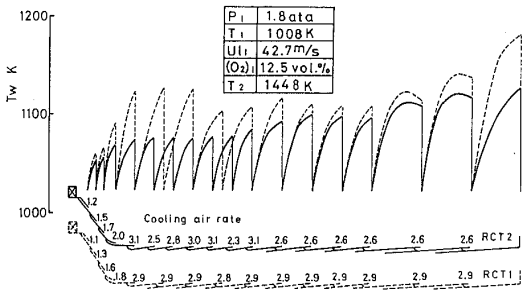


図12 RCライナーの壁温[3]

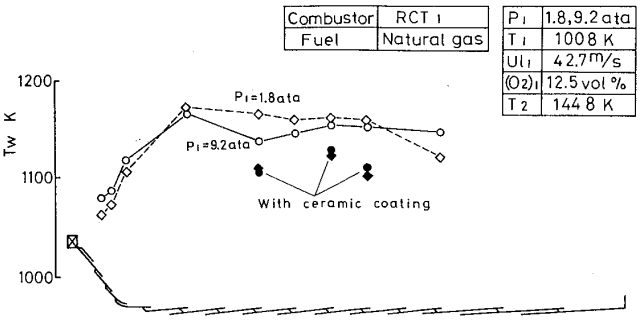


図13 RCの壁温に対する圧力の効果[3]

研究を行っている。以下に平板など要素としての冷却構造研究を耐久性向上を目指した特殊構造の燃焼器，それに燃焼器の短縮化により被冷却面積の縮小と高負荷をねらった研究について述べる。

3.1 冷却構造要素研究

燃焼器内筒壁を模擬した平板[6),7)]あるいは円筒[8)]の模型をつくり一面に高温ガス，他面に冷却空気を流して表面温度を評価した。

その結果，インピンジングと膜冷却を組合せた方式や積層構造が冷却性能，加工性などの点で従来の膜冷却方式よりすぐれたものであることがわかった。図14に供試冷却構造モデルを示す。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

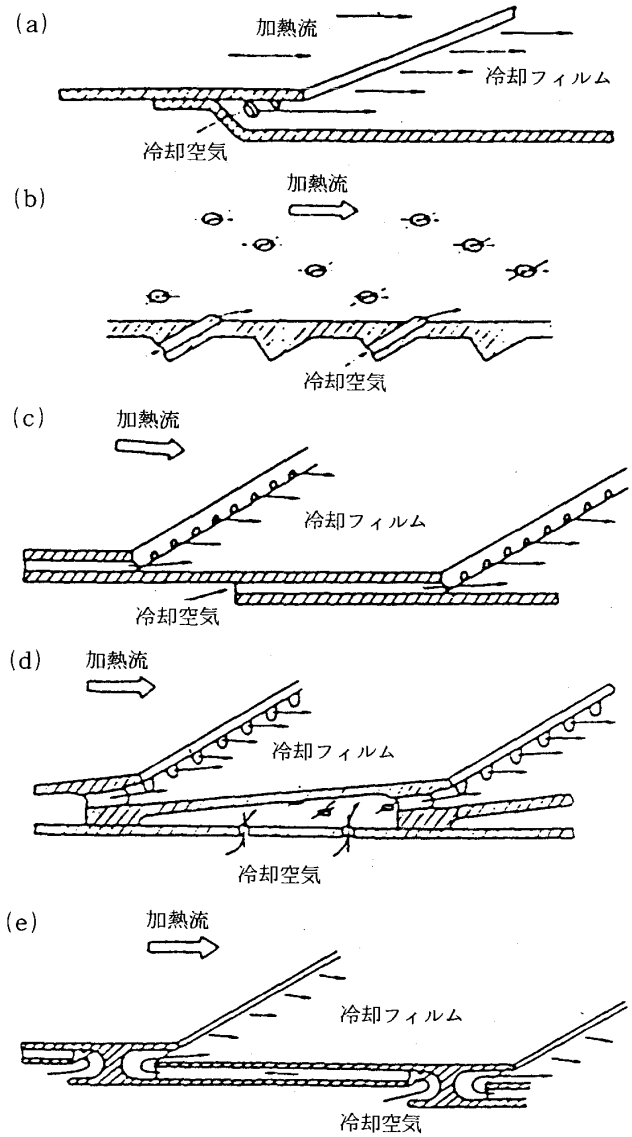


図14 供試冷却構造各種[8)]

3.2 積層構造，セラミックタイル方式燃焼器

積層構造燃焼器　図15に，新たに開発した積層燃焼器の基本構造を示す。積層冷却構造は，2枚の板が多くのピンにより結合された構造をしており，インピンジ冷却とピンフィンによる対流冷却効果を組合せたものである。

積層燃焼器とパイロット用フィルム冷却構造燃焼器の壁温分布を比較して図16に示す。斜線部は周方向の壁温のばらつきを表している。積層燃焼器の冷却空気量をパイロット用フィルム冷却型より約20％程度減らしたにもかかわらず，壁温レベルは低くなっており，かつ，壁温のばらつきも大巾に低減することが分かった。このように，積層燃焼器は非常に優れた冷却性能であることが明らかとなり，プロト用燃焼器として採用された[19)]。

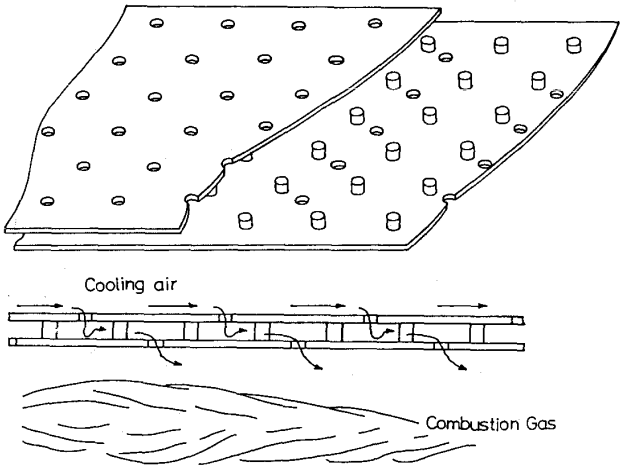


図15 積層構造[19)]

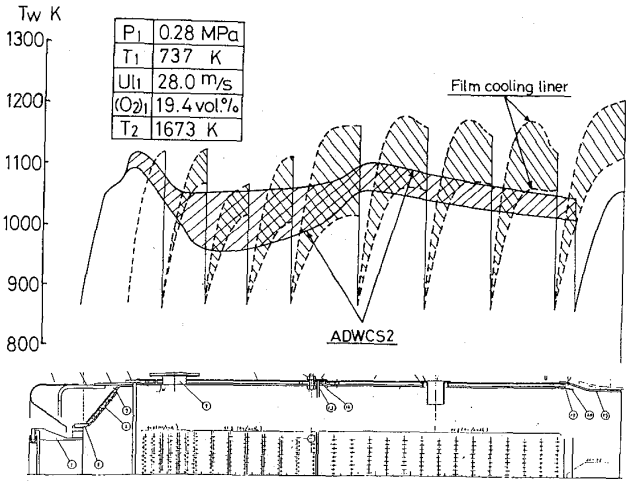


図16 積層構造と膜冷却構造の壁温比較[19)]

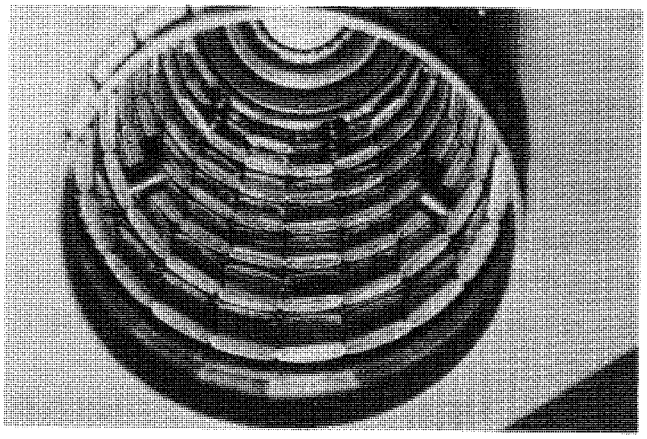


図17 セラミックタイル燃焼器内面[19)]

セラミックタイル方式燃焼器　本燃焼器は，高圧燃焼器の内筒内壁をセラミック部片（7列×18分割）に置き換えた供試体である（図17）。セラミック部片は平板状のセラミックピースをカバーメタルで支持し，セラミックピースとカバー

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

メタルの間に冷却空気を流す構造である。空気孔付近のセラミックピースの形状は，構造解析の結果より半円形とした。

セラミックタイル方式燃焼器の可能性を調べるために，アルミナ，反応焼結窒化珪素——CVD処理（RBSN），炭化珪素（SiC），常圧焼結窒化珪素（SSN）の4種類のセラミックピースを用いて行った。アルミナ及びRBSNのピースに割れが生じたが，熱応力又は熱衝撃によるためと思われる。空気孔付近に在る半円形のピースには割れたものはなかった。SSNの支持部付近で割れたものは，126枚中の1枚だけであり，その後の更に厳しい運転条件でも割れが発生していないことより，熱応力や熱衝撃によるものとは思わない。また，高温の酸化性については，SSNよりSiC，RBSNの方が優れていることが分かった[19,20]。

3.3 高圧燃焼器の高性能化

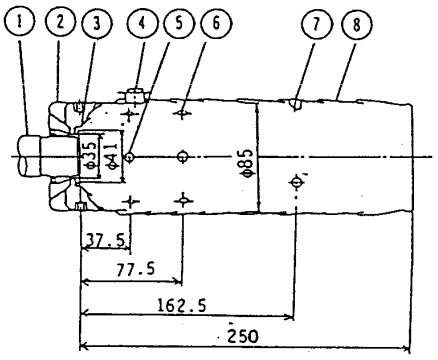
燃焼器の耐久性を向上させる手段として少ない冷却空気量で冷却効率を高める方法と，燃焼器を小型化し被冷却面積を縮小させる方法がある。3.1，3.2は前者をねらった研究であるが，後者の方法は同時に燃焼器外筒を小型軽量化したり場合によってはエンジン全長を短縮できる長所もある。ここではパイロット機燃焼器を基準に燃焼器の短縮化，すなわち高負荷化の研究について述べる。燃焼器の負荷率のとり方については，空気負荷と燃料または発熱量の負荷をスケールとして用いる。共に圧力の依存性が大きいが高圧条件については信頼できる資料が十分にない。

HCの高圧燃焼の結果からは高圧での燃焼時に燃焼の不安定性が生ずることがあり，これは燃料の燃焼速度に依存する可能性がうかがわれた[13]。これも燃料噴射ノズルの変更により保炎領域の改善をはかれば不安定性を回避することが可能であった。

パイロット機で用いた燃焼機ライナの½寸法模型による試験によると筒部を図18のように40％の短縮を行っても燃焼器性能は低下せず，出口温度分布などは図19のようにむしろ向上させ得ることを示した[16]。

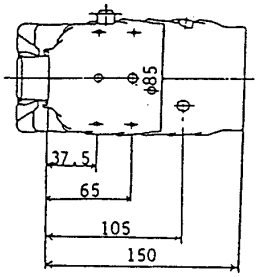
3.4 再熱燃焼器の高性能化

パイロット機のRCは図9のように直径410mmで円筒部のみの長さでも900mmである。ライナ冷却空気がすでに1000K以上であることから被冷却面積を最小とし，単位面積あたり十分な冷却空気を利用することが望ましい。



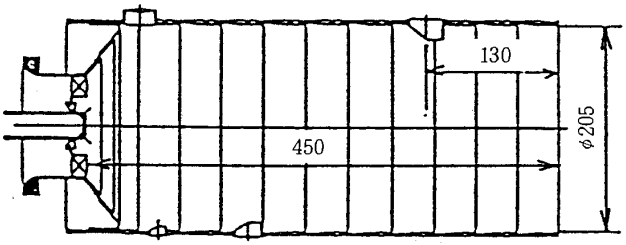
1.Fuel nozzle
2.Cowl
3.Air swirler
4.Ignitor
5.First air-entry hole (6Xφ7.3)
6.2ndary air-entry hole (6Xφ8.8)
7.Dilution air hole (3Xφ7.0)
8.Film cooling slit

（a）ライナG

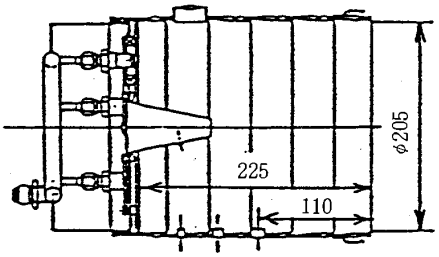


（b）ライナE

図18 燃焼器ライナーGとその短縮化ライナーEの比較[16]



再熱燃焼器原形（1/2縮尺）



短縮形（マルチスワーラ方式）

図20 再熱燃焼器供試ライナ[17]

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/02

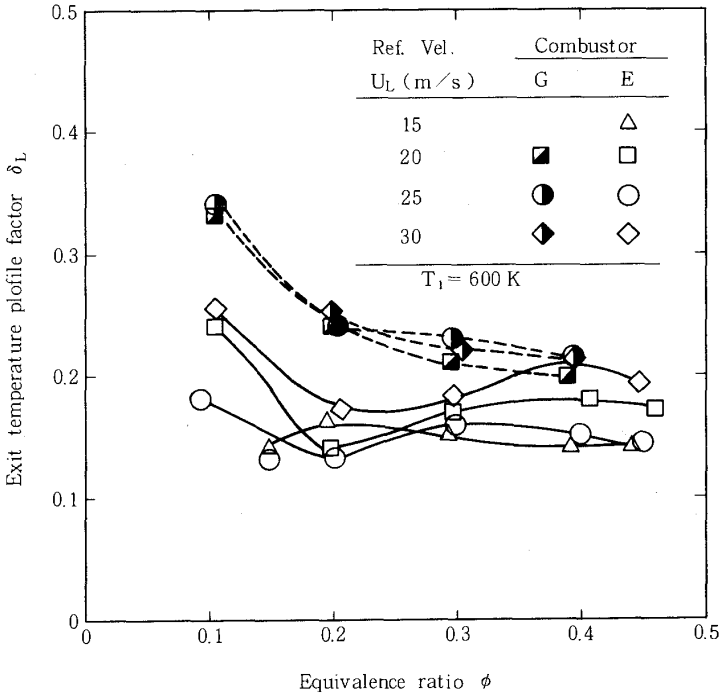


図19 出口温度不均一率の比較[16)]

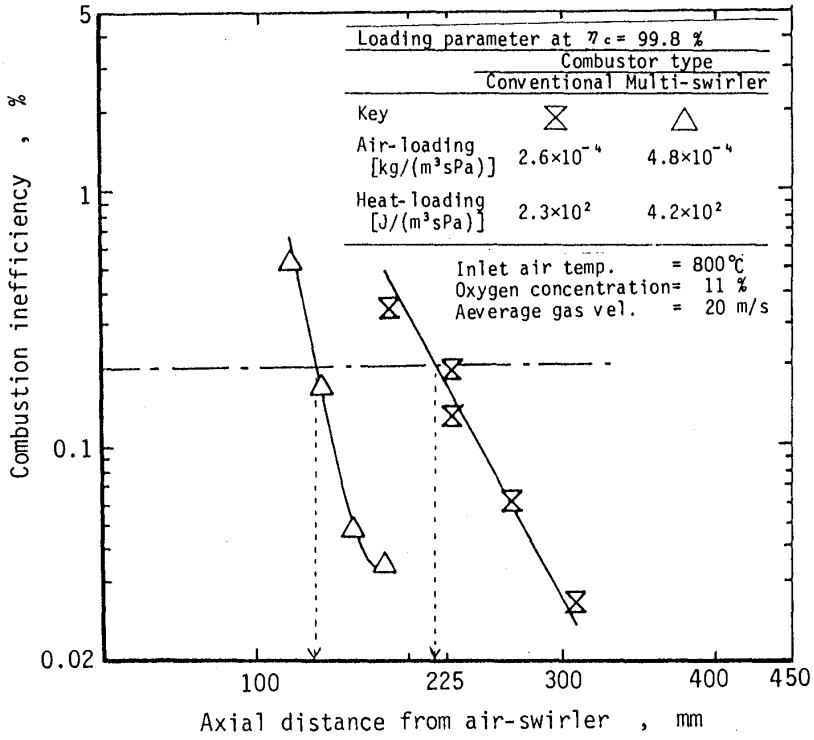


図21 燃焼器長さ方向の不完全燃焼率及び燃焼領域の空気負荷率・燃焼負荷率[17)]

そこで火炎長さを短縮する燃焼器の研究を行った。燃焼器へ入る空気が高温で低酸素濃度であること，拡散燃焼であること，出口温度調整部分も短縮する必要があることから，短縮のための燃焼器はマルチスワーラ方式とした。

図20にRCの½寸法模型とそのマルチスワーラ化した燃焼器の比較を示す。また図21にその燃焼器中心軸上の内部ガス分析による不完全燃焼率を示す。マルチスワーラ燃焼器の場合L/D＝0.6で十分反応は完了していることを示している。これ

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

によって30％のライナ冷却空気節約がはかれるが燃焼性能は変化していない。

マルチ形式燃焼器の出口温度調整用空気孔は，従来形式燃焼器の孔位置より相対的に前方に設けて出口温度分布の調整を容易にしている。またマルチ形式ではスワーラ部分の燃焼器中心からも温度分布調整用空気の導入が可能なことから，出口温度分布性能の向上も得られる。

4. まとめ

以上のパイロットおよびプロト機用燃焼機開発研究により，高圧力比あるいは再熱方式のガスタービン設計に貴重な経験と実績ができた。

特に燃焼器設計に対する圧力依存性，低酸素条件での燃焼特性，ふく射伝熱と冷却に関する基礎的知見など今後にガスタービン開発で遭遇すると思われる技術を経験し種々の解決策を見出したことは将来大きく役立つものと思われる。

参考文献

1) 鈴木邦男：高圧力比・再熱形ガスタービン燃焼器の試設計，工技院機械技術研究所資料（1980／7）pp. 1－67

2) 鈴木邦男：ガスタービン燃焼器設計・開発の一方法，機械技術研究所報告110号（1981／2）pp. 1－73

3) Mori, K., et al. : Research and Development on Combustors for Advanced Reheat Gas Turbine, 1983 Tokyo Intn' l Gas Turbine Congress, 83－Tokyo IGTC－21,（1983）pp. 159－166

4) Mori, K., et al. : Preliminary Study on Reheat Combustors for Advanced Gas Turbine, Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol. 104,（1982／1）pp. 1－8

5) 鈴木（邦），他5名：セクタ型高圧燃焼器試験装置，航技研報告 TR－517（1977／11）pp. 1－31

6) 鈴木和雄，他3名：燃焼器ライナ冷却構造の比較－対流加熱－，航技研資料 TM－500,（1983／3）pp. 1－25

7) 鈴木（和）：空気孔による燃焼器ライナ壁温分布に及ぼす影響－実験研究－，航技研報告 TR－840（1984／10）pp. 1－36

8) 鈴木（和），田丸，下平：改良形燃焼器ライナ冷却構造の評価（円筒供試体による実験），航技研資料 TM－528（1984／2）pp. 1－29

9) 田丸，他4名：ガスタービン燃焼器研究用高圧燃焼試験装置，航技研報告 TR－801（1984／ ）pp. 1－26

10) 田丸，山田：燃料噴射方向の異なるガスタービン筒形燃焼器の内部ガス温度および濃度分布の検討，航技研報告 TR－906（1985／5）pp. 1－45

11) 堀内，田丸，下平：ガスタービン高圧燃焼器用大容量噴射弁の特性，第12回液体の微粒化に関する講演会講演論文集，（1984／8）pp. 89－94

12) 内山，大橋，末松：ガスタービン高圧燃焼器内の火炎輻射の計測，RC－67連続燃焼装置の高効率・低公害設計技術研究分科会・研究成果報告書（Ⅱ），日本機械学会（1986／6）pp. 103－108

13) Tamaru, T., et al : Combustion Instability of a Gas Turbine Combustor up to 50－Atmosphere Condition, ASME 86－GT－175,（1986／6）pp. 1－7

14) 田丸，他5名：ガスタービン筒形燃焼器の天然ガスによる高圧燃焼と NO_X 排出特性，第21回燃焼シンポジウム前刷集（1983／11）pp. 76－78

15) 鈴木（邦），大橋，本橋：高圧燃焼における火炎ふく射の研究，第10回ガスタービン定期講演会講演論文集（1976／6）pp. 1－6

16) 田丸，他3名：高圧力比ガスタービン筒形燃焼器の短縮化と燃焼器特性の検討（投稿中）

17) 堀内，他：（投稿予定）

18) 下平，他3名：ガスタービン筒形燃焼器出口断面での風速および温度分布とその供試条件への依存性，航技研資料 TM－ （投稿中）

19) Mori, et al. : Research on High Temperature Combustor for Advanced Reheaat Gas Turbine, ASME 86－GT－281（1986／6）pp. 1－8

20) 中村，他5名：1500度級ガスタービン用セラミック燃焼器の研究，日本ガスタービン学会秋期大会鹿児島地区講演会講演論文集（1985/11）pp. 67－72

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

6.3 タービン技術の研究開発

航空宇宙技術研究所 吉田豊明
航空宇宙技術研究所 能瀬弘幸
高効率ガスタービン技術研究組合 古閑昭紀
高効率ガスタービン技術研究組合 荒井正志

1. まえがき

本プロジェクトの目標には，既述のように，約55気圧においてタービン入口温度1300℃（パイロット機），1400℃級（プロト機）を実現させることにより，高効率化を達成するという未踏技術が掲げられた。タービン要素技術としては，これを達成すべく，高温化技術と空力的性能向上技術の研究開発が段階的に行われた。航技研においては，高温翼列試験，高速空力回転試験，高圧伝熱試験等を含む基礎研究がなされ，研究組合においては，設計支援研究，基礎研究，高温高速タービン回転試験装置（HTDU）による試験研究，パイロット機による実証運転試験研究等が遂行された。

本稿では，前半で基礎研究，後半で設計支援研究とHTDUによる試験研究について，タービン技術に関する研究成果のいくつかを紹介する。高温化技術の中で重要な材料開発について，またパイロット機，プロト機に関する研究については別稿に述べられている。

2. 基礎研究

2.1 高温化技術

ガスタービンのサイクル最高圧力比55，高圧タービン入口ガス温度1400℃という条件について，例えば翼外表面熱伝達率を従来の実験式から外挿により試算すると図1のように，通常のガスタービンの場合はもちろん，最新の航空用エンジンの場合に比べても，さらに大きい10^4以上の値が予測される。このような高圧高レイノルズ数下における伝熱資料は極めて不足しているので，基礎的な形状（円筒外表面）の実証データが収集され（図2），既存の伝熱実験式の外挿による熱伝達の予測を設計の拠所とすることの傍証となった。以下には高温化技術の中で最も重要な高性能冷却タービン翼の研究開発を中心にその成果を紹介する。

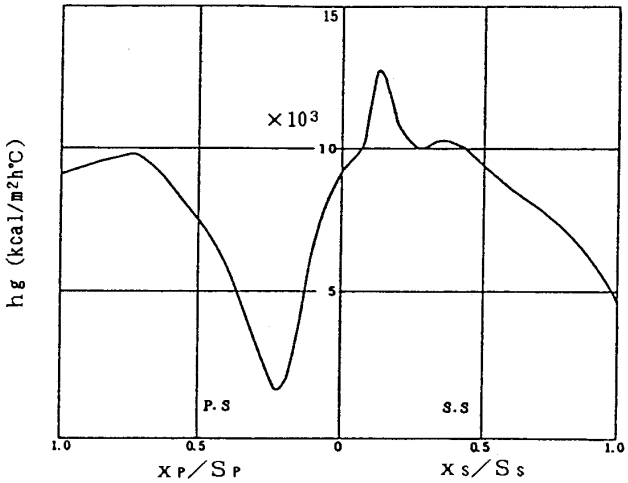


図1 翼外表面熱伝達率分布

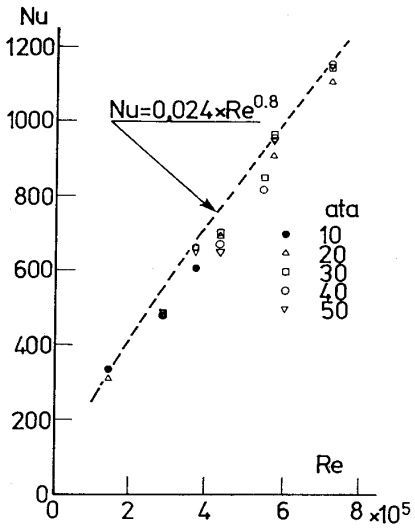


図2 高レイノルズ数における円筒外表面平均熱伝達率

（昭和62年10月20日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

(1) 全面フィルム冷却翼

1300℃，1400℃という高いタービン入口ガス温度に十分耐えるため，高圧タービン第1段静翼が具備すべき冷却構造を開発する目的で，先行型のフィルム冷却翼の研究が段階的に行われた。曲面上のフィルム冷却孔列や多列フィルム冷却について基礎研究がなされた後，インサート方式の全面フィルム冷却翼（図3　FCFC）について，基礎研究，改良研究が行われて冷却性能の改善が図られた。次いで拡散接合技術を適用した積層型の全面フィルム冷却翼（図3　DBVI）により一層の性能向上が得られた。さらに，高い冷却性能をより少ない冷却空気流量で達成するため，2分割拡散接合方式で，セラミック遮熱コーティングと全面フィルム冷却を併用した冷却翼（図3　DBVⅡ）が試作された。高圧タービン第1段動翼に適用する先行型の全面フィルム冷却翼としては，積層面に遠心力が加わらない構造のウェハ積層型拡散接合翼（図4）が開発され，改良設計の結果，少ない冷却空気流量で高い冷却性能が達成された。図5に以上述べた各種冷却翼の平均冷却効率を示す。

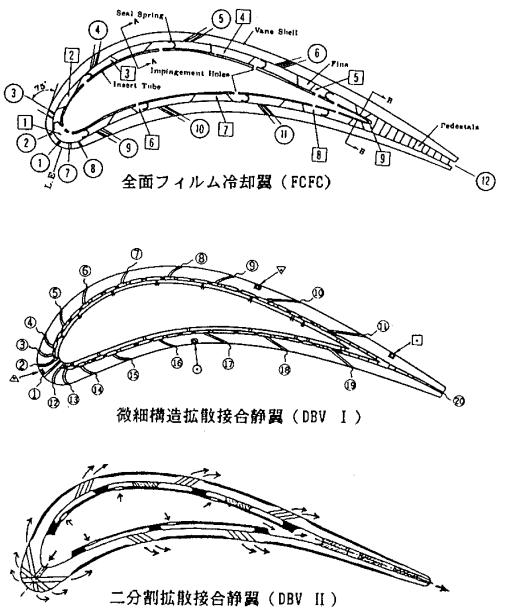


図3　先行型の各種全面フィルム冷却静翼

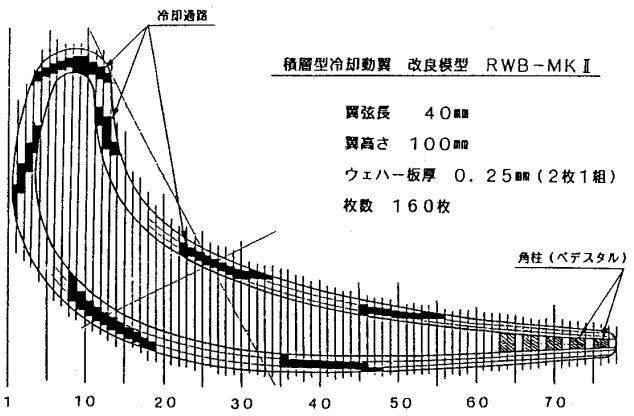


図4　先行型全面フィルム冷却動翼

(2) リターンフロー型冷却動翼

高圧タービン第1段動翼の実機翼として，精密鋳造によるリターンフロー型式の冷却翼が開発された（図6）。冷却構造は，翼列試験，三次元温度

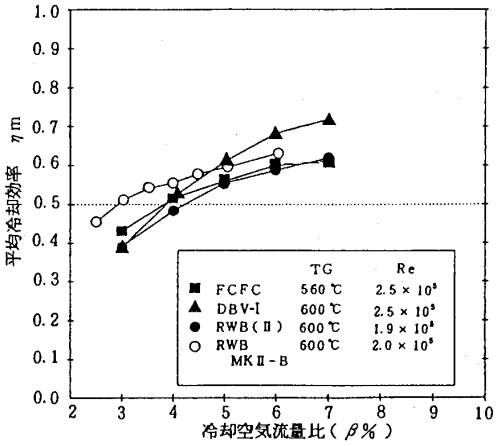


図5　全面フィルム冷却翼の平均冷却効率

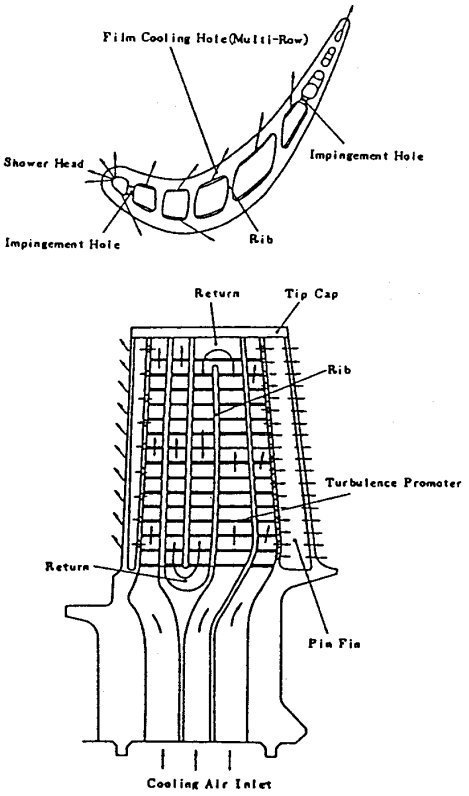


図6　リターンフロー型冷却動翼

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

分布・応力解析等により決定された。さらに精密鋳造法，セラミック・コア，加工法等の研究が行われた。翼面上のフィルム冷却孔（直径0.4mm）加工には本プロジェクトによって開発されたYAGレーザによる加工法が適用された。この動翼はHTDU試験等により，プロト機にも適用できる高い冷却性能を有することが確認された。

(3) ピンフィン型冷却動翼

(2)と同様な目的，手順で精密一体鋳造のタービン動翼が研究開発された（図7）。内部冷却構造の設計のために，冷却空気流れの数値解析法が開発された。高温翼列試験，HTDU試験等による実験解析，改良設計を経て，高い冷却効率と温度分布の一様化が達成された。さらにピンフィン構造を踏襲しながら，2分割構造で，冷却性能のより高い先行翼の試作がなされ，超耐熱合金の分割翼接合技術に関して研究された。種々の条件設定により，母材の75％の強度が得られている。

(4) 拡散接合技術

少ない冷却空気流量で高い冷却性能を得るためには，分割構造で周到な冷却構造を形成し，拡散接合で一体化する技術が大変有望である。この製作法では，鋳造すると優れた高温強度が失われるような合金，例えばメカニカルアロイング法による酸化物分散強化合金（ODS合金）を採用することも可能となる。このため既に述べた例を含め拡散接合技術の研究開発が行われた。

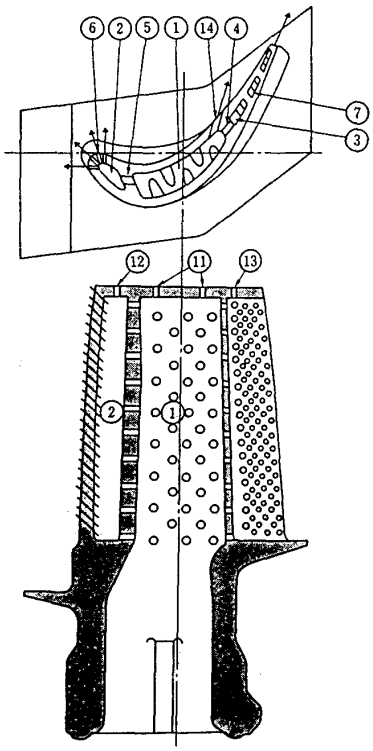


図7 ピンフィン型冷却動翼

積層型の冷却翼に関しては，図3 DBVIの構造について，ハステロイX（Ni基耐熱合金）およびHA188（Co基耐熱合金）製ウェハを対象として，フォトケミカル加工法，レーザ加工法，ワイヤカット放電加工法，積層物拡散接合法の技術を確立すると共に，翼端シュラウドの接合法としてTIG溶接，鋳ぐるみ法などの研究開発を進め，一連の製造加工技術を確立した。

2分割型の冷却翼に関しては，γ'相析出強化型耐熱合金の接合法であるインサート金属を用いた液相拡散接合を適用する研究開発が行われ，種々の評価試験と共に，静翼模型の試作が行われた。対象金属は，Y_2O_3 粒子分散Ni基ODS合金MA754である。接合部の特性として，母材と比較すると静的引張り強度100％，クリープラプチャ寿命70～90％，疲労強度80～90％等の良好な結果が得られた。

(5) 遮熱コーティング

金属に比べて熱伝導率の小さいセラミック材をタービン翼の表面にコーティングして金属部分の温度を下げることは，冷却空気流量を低減させても耐熱性の向上または維持ができるので大変重要な研究開発対象である。このため伝熱ならびに施工技術に関する各種基礎研究がなされた。部分安定化ジルコニアの熱物性に関する実験のほか，フィルム冷却平板におけるコーティング表面のあらさの影響などが明らかにされた（図8）。またHTDU試験において，各種冷却翼に施工した遮熱コーティングの実証研究が行われた（別項参照）。

自動溶射装置を開発して，翼の全面にコーティングを施工する技術も研究され，コーティング厚さの誤差を±10％以内におさめられるようになると共に，自動研磨技術の適用により，翼の一部を除き，コーティング面の最大あらさは，約20 μmと良好な結果が得られた。

(6) 蒸気冷却

タービン翼など高温部材の冷却に，空気の代わりにガスタービンの排熱を利用して発生させた蒸気や，冷却空気の温度をさげるため水噴霧をして得た蒸気・空気の混合気を用いることが，サイク

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

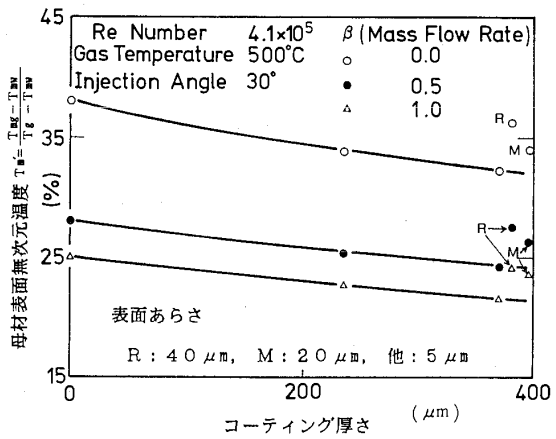


図8 フィルム冷却平板における断熱セラミックコーティングの遮熱効果
（コーティング厚み，表面あらさの影響）

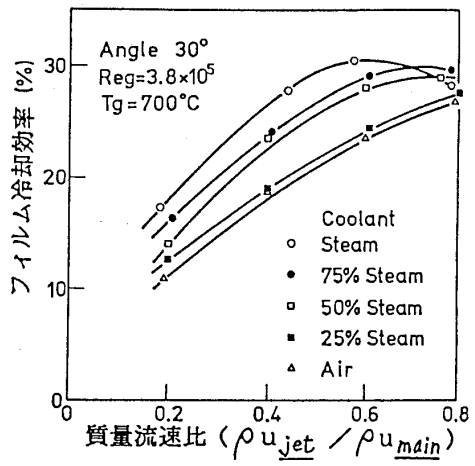


図9 混合気のフィルム冷却効率

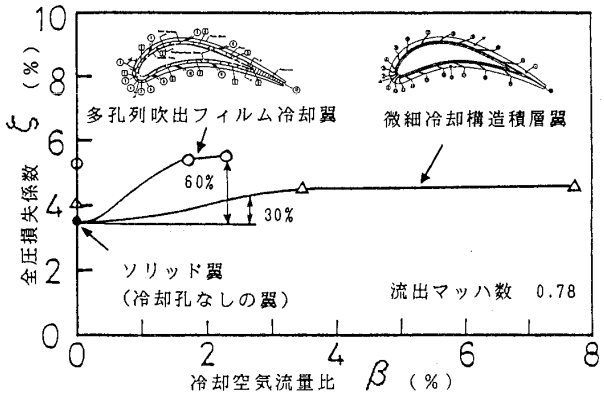


図10 冷却タービン翼列の性能

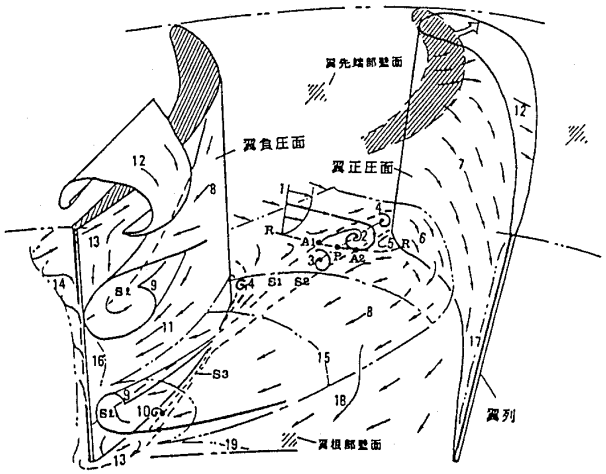


図11 タービン翼列流路内の流れ（翼列両面上の流れが見られるように翼列を実際より開いて描いてある）

ル効率向上の観点から有望視されている。このため混合気冷却に関する研究が行われた。

対流熱伝達に関しては，同一質量流量比に対して，蒸気冷却の優位性が確認された。フィルム冷却効率に関しても，蒸気冷却の優位性はあるが，過大な質量流量比では蒸気リッチの冷却媒体の境界層吹き抜けによる冷却効率の低下が明らかにされた（図9）。

全面フィルム冷却翼（図3 FCFC）を用いて行った空気冷却と蒸気冷却の比較においても，同一温度比（冷却媒体温度／主流温度）に対する平均冷却効率で蒸気の優位が検証された。

2.2 高効率化技術

ガスタービンの効率向上のため，冷却翼で構成されるタービンの空力損失の低減，損失発生機構の解明，動翼のティップクリアランスにより発生する空力損失の低減等の研究が行われた。

(1) 全面フィルム冷却翼のプロフィル損失

種々の高性能冷却翼について，高速二次元翼列によるプロフィル損失の評価試験が行われた。その結果，ソリッド翼に比べ，全面フィルム冷却翼（FCFC）では，全圧損失が約60％増大（冷却空気流量比2％時）することが明らかになった。これに対し，積層翼（DBVI）では，冷却空気吹出しがトランスピレーションにより近いので，全圧損失の増大を30％程度に押さえることに成功した（図10）。

(2) 翼列損失の発生機構

タービン翼列流路内での圧力損失発生の機構については，これまで十分に知見が得られていなかったが，低速円環翼列風洞，直線翼列風洞を用いた詳細な実験解析によって，その機構が明らかにされてきた（図11）。これらの研究においては，入射角，転向角，動翼先端間隙流れ，冷却媒体の

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/03

吹出しなどが空力性能に及ぼす影響や，流れ場と温度場の相互干渉等が明らかにされた。

(3) 二次空気吹出しによる空力性能の変化

タービン空力回転試験装置を用いて，実マッハ数域における空力性能の解析が行われた。静翼外径側翼端面からの二次空気吹出しについて，損失を抑制する吹出し方法が示されると共に，動翼先端部において，ケーシングから二次空気を吹出して流れのパターンを変えることによってティップクリアランス損失の低減が図られることが明らかにされた（図12)。また実用的見地から小形で高温環境に耐える渦電流型センサと，実時間計測システムが開発され，タービン空力回転試験によって，性能の確認が行われた。

3. 設計支援研究および高温高速タービン試験

パイロット機の基本設計の確認のため以下に記す設計支援研究及び高温高速タービン試験が行われた。

3.1 設計支援研究

(1) 高圧及び低圧タービン冷却翼の空力性能試験

高圧及び低圧タービンの冷却翼は，高効率を得るため適度の負荷と比較的高い反動度で設計されており，冷却空気量を少なくするため比較的大きいピッチコード比が選ばれている。一方前縁半径と後縁厚みは比較的大きくなっている。後縁や翼表面から冷却空気吹出しが行われ，その影響は主流との混合に当っての運動量及びエンタルピーの保存を考慮して見積られた。この見積りを定量的に評価するため，冷却空気吹出しを行う場合と行わない場合の比較試験が行われた。さらに高低圧タービンの第1段静翼についてはマッチング調整の可能性があるため，取付角を変化させた試験が行われた。試験は三菱重工高砂研究所の高速風洞で行われ，主流マッハ数，流入角，吹出し空気流量が変えられた。供試翼及び試験結果の一例を図13，14に示す。冷却空気吹出しを行った場合を含め，空力特性の計算法が十分な精度を有することが確認された。しかし流出角については，現状の計算法では著しい差の生ずることが分かり，計算法が修正され最終設計に反映された。

(2) 高圧及び低圧タービン冷却翼の冷却特性試験

高圧及び低圧タービンの第1，2段動静翼は空冷翼であり，フィルム冷却・インピンジ冷却・ピンフィン冷却など各種冷却方式を使用条件に合せて採用している。それら冷却設計に関し，フィルム冷却の効果，冷却空気が適当に分配されていること，冷却システムが予想通りの冷却効果を示すことを確認するため風洞テストが行われた。高圧タービン第1段動静翼については，石川島播磨重工の低速風洞において，断熱モデルによりフィルム冷却効率の測定が行われ，伝熱モデルにより冷却効率測定が行われた。冷却空気は加熱され主流の乱流レベルが変えられた。冷却効率の測定結果の一例を図15に示す。また高速風洞による冷却効率測定も行われた。低圧タービン第1段動静翼に

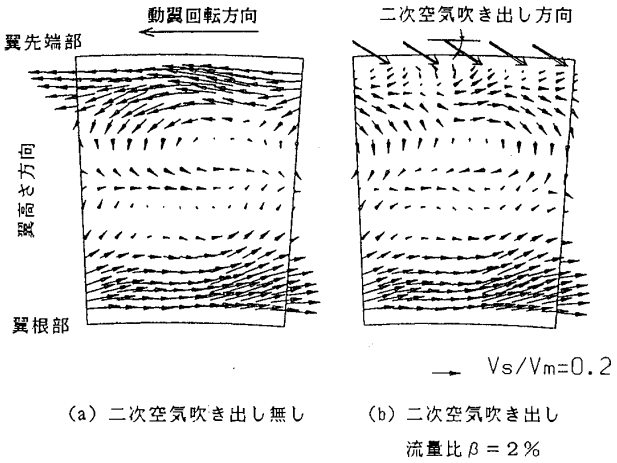


図12 フローパタンへの影響（ベクトルは，主流Vmと直交する平面へ投影した速度ベクトルVsを示す。）

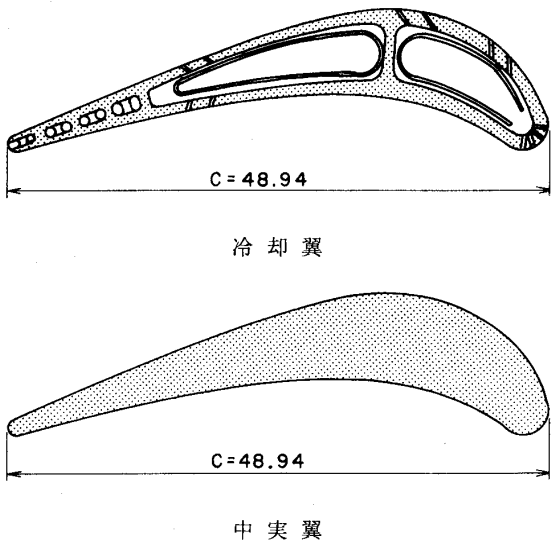


図13 冷却空気吹出し翼と中実翼

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

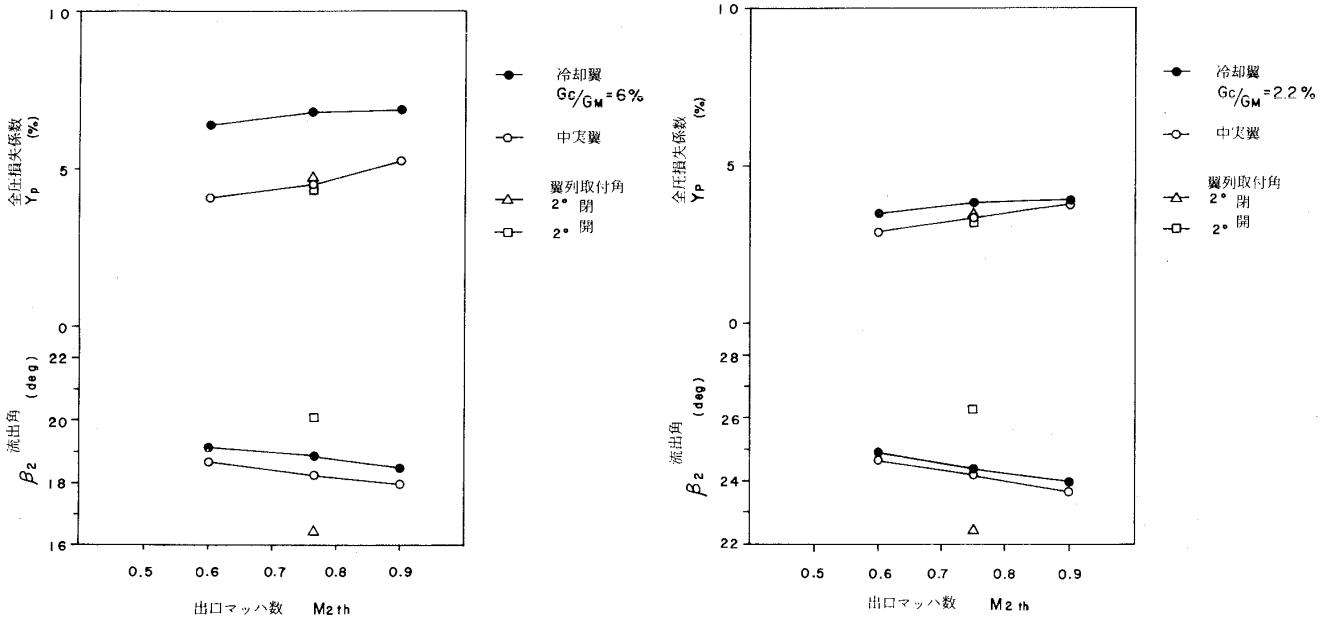
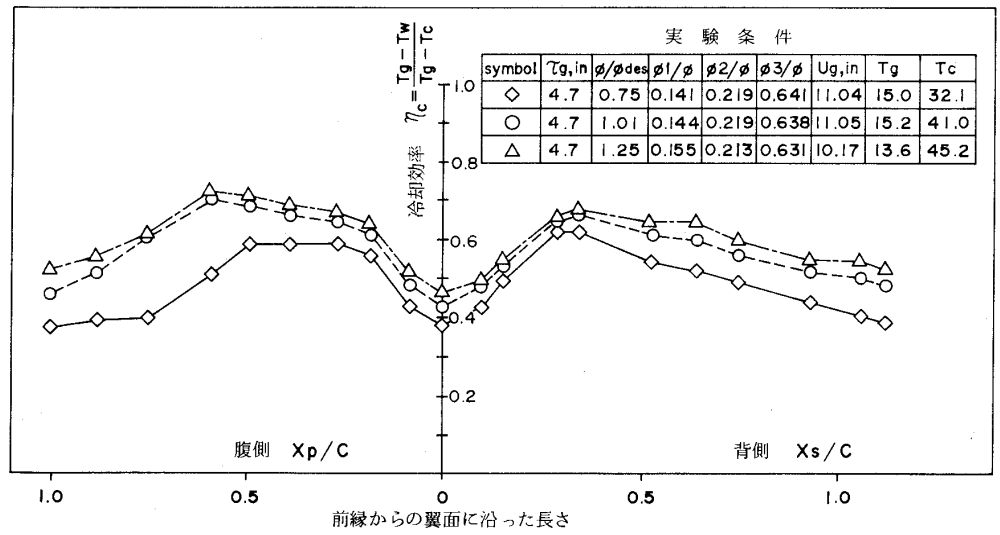
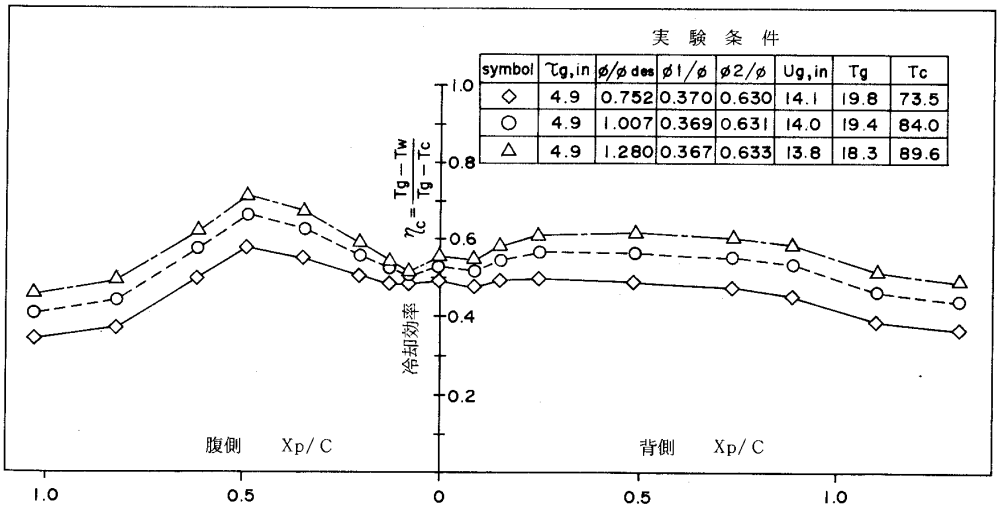


図14 翼列の空力特性



(a) HPT−1N



(b) HPT−1B

図15 第1段静翼と動翼の冷却効率分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

ついては三菱高砂研究所の低速風洞でテストが行われた。これらの試験の結果，冷却設計技術が確認され最終の冷却設計が行われた。

(3) 低圧タービン第4段動翼の翼列試験

低圧タービン第4段動翼は420mmを越す長翼となりピッチ・コード比がルートからティップまで大きく変化するので剝離が起きるかもしれないと懸念された。このため三菱重工長崎研究所の高速風洞で，ハブとティップ部についての2次元翼列試験が行われた。両断面とも剝離の兆候は無く良好な空力特性を示した。

(4) 内部ストラット及び出口ボリウト付ディフューザの試験

低圧タービンのディフューザは限られた軸方向長さのもとに圧力回復を最大とするよう設計された。内部ストラットと出口ボリウト付での性能を確認するため三菱重工高砂研究所の空気源を用いてモデルテストが行われ特性は予期した通りであった。

(5) HPTとIPTを接続するディフューザにIPTの1Nを組合せた試験

中圧タービン（IPT）の第1段静翼（IPT1N）はベアリングサポートの構造部品を兼ねているため，アスペクト比が小さく最大厚みが大きい。ディフューザと組合わさった性能が見積り通りになるかどうか調べるため，前記の空気源を使い図16に示すモデルで試験が行われた。図17に試験結果の一例を示す。圧力損失は基本設計段階の見積りより少なく良好なレベルであった。

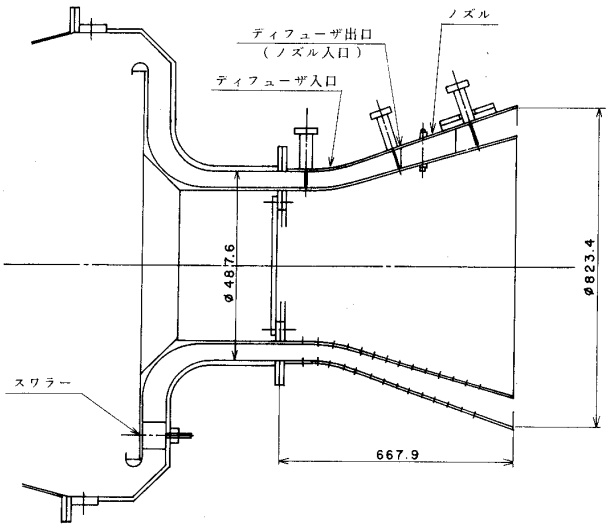


図16 ノズルつきディフューザモデル

(6) トランジションピース試験

燃焼器とタービンを結ぶトランジションピース出口の速度分布は偏りのないことが要求される。このため高圧燃焼器を対象にして加速割合の異なる2種類のモデルでテストが行われ両者共満足すべき速度分布を示した。

(7) 長翼振動試験

低圧タービン第4段動翼は先端にシュラウドを有し，空力性能の向上と固有振動数の増加及び振動減衰を図っている。その振動特性を把握するため実寸のモデル翼により，東芝の高速回転試験装置を使って振動試験が行われた。図18に試験結果を示す。実機はヤング率の補正等を行うと十分離調していることが分かる。またシュラウドの接触面を削り込んだ翼を入れた試験も行い，低速では単翼のモードで振動し，ある回転数以上では群翼のモードに移行する現象が確認された。

3.2 高温高速タービン試験

高圧タービンの総合的性能を確認するため実機と同一寸法のタービン（High Temperature Turbine Developing Unit）による試験が行われた。試験は三菱重工高砂工場のガスタービン要素試験場で第1次が1982年12月から1983年2月迄，第2次が1984年10月から11月迄行われた。第2次試験は第1次試験と同じ翼を使用し，一部にセラミックコーティング（TBC）を施工した

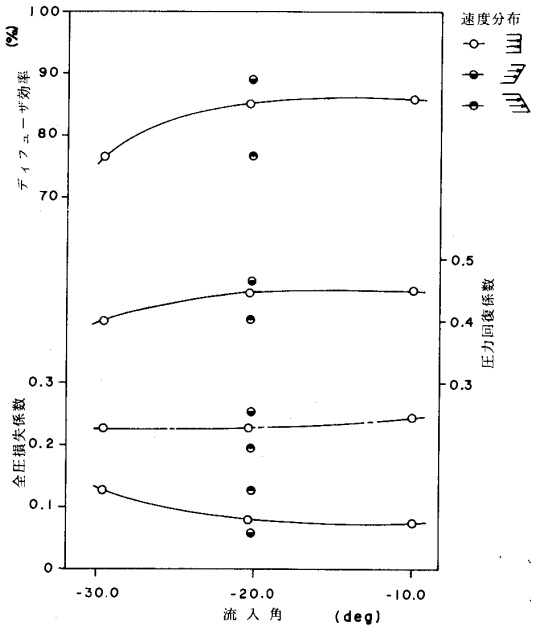


図17 ノズルつきディフューザの性能

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

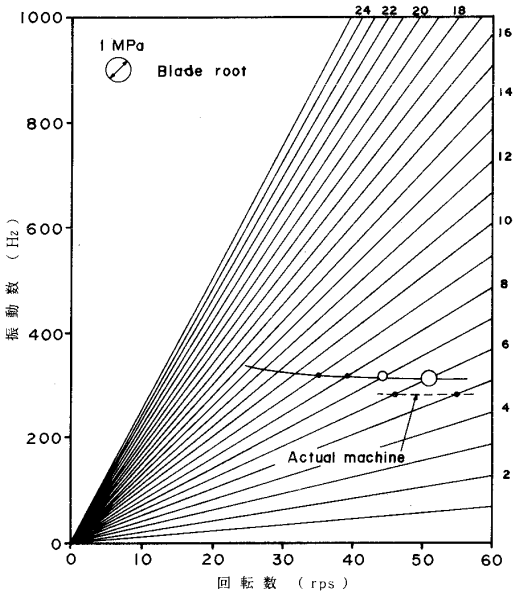


図18 長翼のキャンベル線図

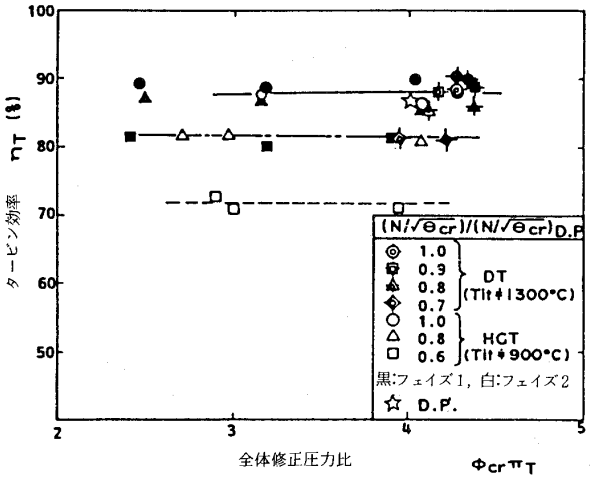


図19 修正圧力比と効率の関係

翼，冷却方式の異なる翼等が使用されている。またパイロメータを使用するなど計測が強化されている。試験パラメータはタービン入口温度，修正回転数，修正膨張比，冷却空気流量である。タービン入口温度900℃の試験（HGT）でパラメータを広く変化させ1300℃の試験（DT）は実証を目的とし実機とパラメータを合せて行われた。図19は修正回転数をパラメータとし，修正圧力比とタービン効率の関係を示す。設計点におけるタービン効率は，第1次で90.2％であり第2次ではそれより1～2％程度低めの値となったが設計値よりは高めとなった。。設計値はDunhamらの方法を修正した方法によって求めたが，効率向上のため採用した種々の最新の空力設計がより効果的に作用した結果，効率アップにつながったと思われ

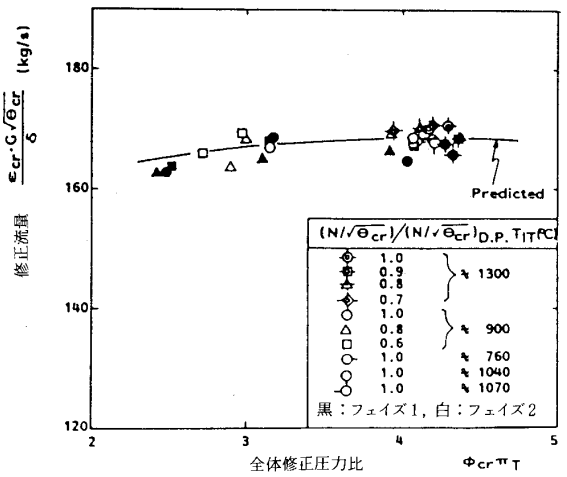


図20 修正圧力比と入口ガス流量の関係

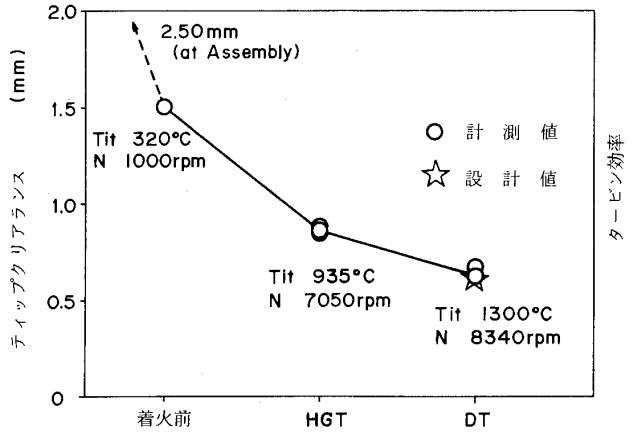


図22 チップクリアランスとタービン効率の変化

る。入口ガス流量の測定結果を図20に示す。計測値は多少ばらついているが予測値と良く合っている。また第1，2段の圧力分配はほぼ設計値通りであり，反動度は若干低めであるが大きなずれはなかった。冷却空気量の増減に対しタービン効率の変化は比較的小さかった。

図21にDT条件においてメタル温度の予測値と計測値の比較を示す。第2次と第1次とでデータの再現性及び予測値との一致は一部を除き良好であった。第1段静翼の腹側の第1次試験での計測値は，予測値や第2次試験さらにパイロット機の計測結果に照らし，無効なデータと考えられる。第1段動翼の腹側での計測値は再現性は良好であるが予測値より高くなっている。

ティップクリアランスメータによる計測の結果，第1段動翼のティップクリアランスが計測され温度に対する隙間の変化は図22のようになりこれに基づく効率変化がほぼ明らかになった。パ

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

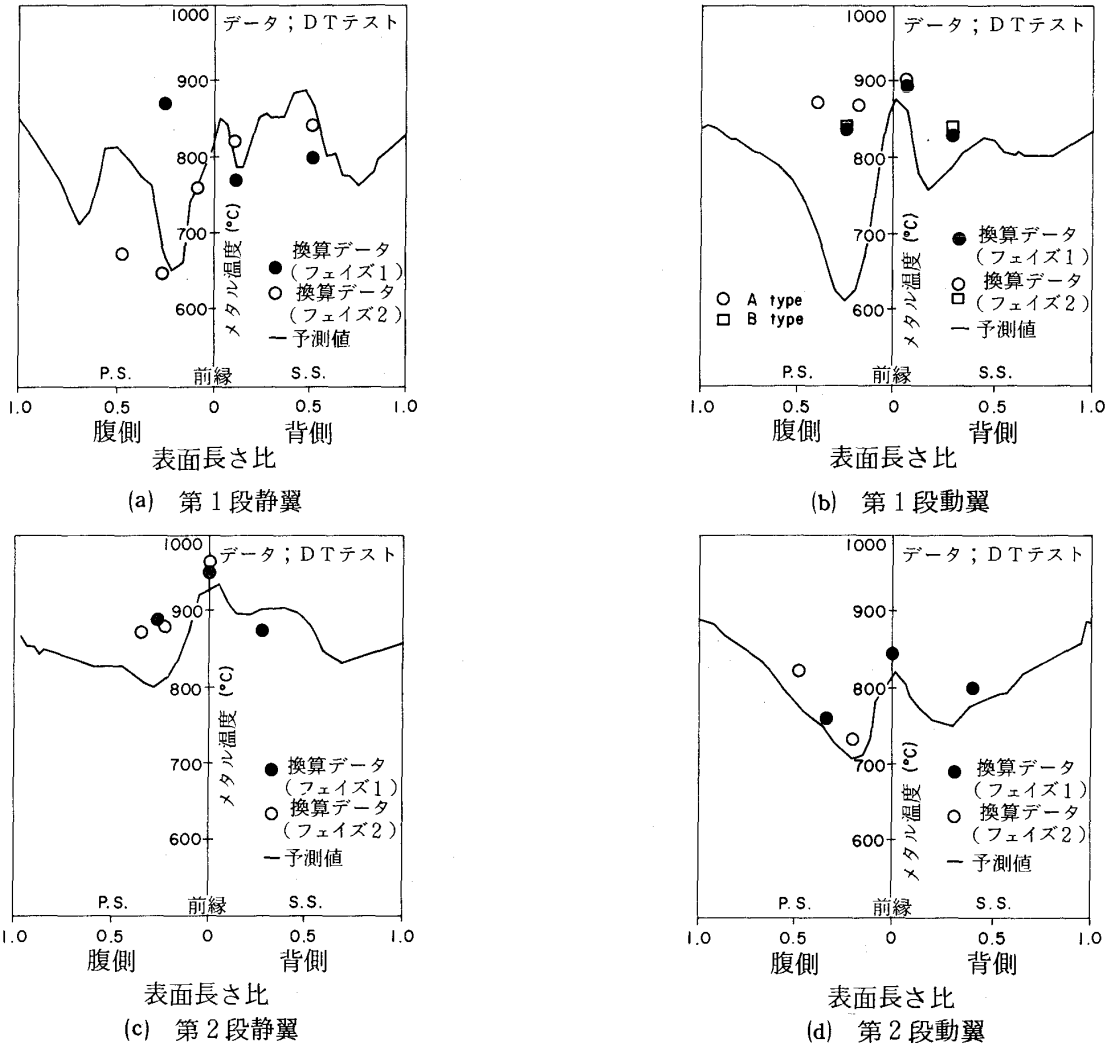


図21 メタル温度の測定値と予測値の関係

イロメータによる第1段動翼前縁部の表面メタル温度は熱電対による計測温度と比較してやや低めであった。

4. あとがき

本研究開発は，通産省工業技術院の大型省エネルギ技術研究開発制度による「高効率ガスタービンの研究開発」の一環としてなされたものである。ここに記し，関係各位に謝意を表する。

研究成果の多くは，外部発表されているが，それらの引用を網羅することは困難なので，一部を除き割愛した。著者らに問合せいただければ幸いである。

参考文献

(1) T. Yoshida, K. Takahara and T. Kumagai, "Analysis and Test of Coolant Flow and Heat Transfer of an Advanced Full Coverage Film Cooled Laminated Turbine Vane", ASME 82-GT-131, 1982

(2) K. Sakata and T. Kumagai, "Experimental Study of Temperature Effect on Turbine Vane Cooling Performance with Multi-Flow Ejection", 83-TOKYO-IGTC-17, 1983

(3) T. Abe, N. Doi, T. Kawaguchi, T. Yamane, T. Kumagai and T. Yoshida, "Cooling Characteristics of Film Cooled Turbine Blade", ASME 84-GT-73, 1984

(4) A. Yamamoto and R. Yanagi, "Production and Development of Secondary Flows and Losses within a Three Dimensional Turbine Stator Cascade", International Journal of Turbo and Jet Engines Vol. 3 No.1, 1986

(5) A. Yamamoto, "Production and Development of Secondary Flows and Losses within Two

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

Types of Straight Turbine Cascades Part 1 : A Stator Case", ASME Jr. of Turbomachinery V109 N2, 1987
(6) A. Yamamoto, "Production and Development of Secondary Flows and Losses within Two Types of Straight Turbine Cascades Part 2 : A Rotor Case", ASME Jr. of Turbomachinery V109 N2, 1987
(7) K. Teshima, K. Ozaka, A. Koga and S. Aoki, "A Report for the Engineering Status of Some Confirmation Tests in the Development of AGTJ-100A", ASME 84-GT-53, 1984
(8) S. Aoki, K. Teshima, M. Arai and I. Fukue, "Aerodynamic and Cooling Characteristics of a Full Scale High Temperature Turbine", 83-TOKYO-IGTC-116, 1983
(9) M. Arai, K. Teshima, S. Aoki and H. Yamao, "Results from High Temperature Turbine Test on the HPT of the AGTJ-100A", ASME 84-GT-235, 1984
(10) S. Aoki, K. Teshima and M. Arai, "Results from the Phase II Test Using the High Temperature Developing Unit (HTDU)", ASME 87-GT-254, 1987

6.4 制御と計測技術の研究開発

高効率ガスタービン技術研究組合 安井 元
航空宇宙技術研究所 杉山七契
航空宇宙技術研究所 遠藤征紀

まえがき

ガスタービンの主流である一軸シンプルサイクルより構成要素の多い二軸中間冷却レヒートサイクルの制御技術の開発に当っては参考となる類似機種がないので未知の分野が多く，初歩の段階からの技術開発となった。先ずレヒートサイクルの静的特性を解明したうえで，動的特性をダイナミックシミュレーションにより解析して制御器設計に反映していった。ハードとして完成した制御器は実機試運転に先立ってレヒートガスタービン・リアルタイムダイナミックシミュレータとドッキングして起動，負荷運転と負荷遮断のシミュレーションスタディを行い，安定した運転特性が得られるように制御定数等の設定値がチューニングされた。これらの技術は実機運転に有効に反映され順調な試運転の滑り出しであった。試運転の進歩と共に実機運転特性に合せて制御器の改良や設定変更が行われたが，レヒートガスタービンの制御技術は初期の機能を十分に果すことができた。計測システムでは光学式動翼振動応力計測技術が開発され，実機運転時に計測と解析が行われ有意義なデータを得ることができた。

（昭和62年10月16日原稿受付）

1. レヒートガスタービンの基本特性

レヒートガスタービンは図1に示される機器構成となっている。この中で運転制御の中心となるのは低圧々縮機（LPC）の全段可変静翼による空気流量，高圧燃焼器（CC）と再熱燃焼器（再燃器RC）の燃料流量の三つの要素である。この制御三要素の自由な組合せで任意のガスタービン出力が得られるが，コンバインドプラントとして熱効率を常に高く維持させるとの目的で低圧タービン（LPT）の出口ガス温度を部分負荷においても常に一定とするとの条件をいれると図2に示される部分負荷運転特性が得られる。この図から高圧軸の速度を常に高く維持させればガスタービンの熱効率も高くなる特性であることが分る。図3はLPCの全段可変静翼のマップの上に高圧軸速度と高圧タービン（HPT）入口ガス温度による作動

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05

Types of Straight Turbine Cascades Part 1 : A Stator Case", ASME Jr. of Turbomachinery V109 N2, 1987
(6) A. Yamamoto, "Production and Development of Secondary Flows and Losses within Two Types of Straight Turbine Cascades Part 2 : A Rotor Case", ASME Jr. of Turbomachinery V109 N2, 1987
(7) K. Teshima, K. Ozaka, A. Koga and S. Aoki, "A Report for the Engineering Status of Some Confirmation Tests in the Development of AGTJ-100A", ASME 84-GT-53, 1984
(8) S. Aoki, K. Teshima, M. Arai and I. Fukue, "Aerodynamic and Cooling Characteristics of a Full Scale High Temperature Turbine", 83-TOKYO-IGTC-116, 1983
(9) M. Arai, K. Teshima, S. Aoki and H. Yamao, "Results from High Temperature Turbine Test on the HPT of the AGTJ-100A", ASME 84-GT-235, 1984
(10) S. Aoki, K. Teshima and M. Arai, "Results from the Phase II Test Using the High Temperature Developing Unit (HTDU)", ASME 87-GT-254, 1987

6.4 制御と計測技術の研究開発

高効率ガスタービン技術研究組合 安井 元
航空宇宙技術研究所 杉山七契
航空宇宙技術研究所 遠藤征紀

まえがき

ガスタービンの主流である一軸シンプルサイクルより構成要素の多い二軸中間冷却レヒートサイクルの制御技術の開発に当っては参考となる類似機種がないので未知の分野が多く，初歩の段階からの技術開発となった。先ずレヒートサイクルの静的特性を解明したうえで，動的特性をダイナミックシミュレーションにより解析して制御器設計に反映していった。ハードとして完成した制御器は実機試運転に先立ってレヒートガスタービン・リアルタイムダイナミックシミュレータとドッキングして起動，負荷運転と負荷遮断のシミュレーションスタディを行い，安定した運転特性が得られるように制御定数等の設定値がチューニングされた。これらの技術は実機運転に有効に反映され順調な試運転の滑り出しであった。試運転の進歩と共に実機運転特性に合せて制御器の改良や設定変更が行われたが，レヒートガスタービンの制御技術は初期の機能を十分に果すことができた。計測システムでは光学式動翼振動応力計測技術が開発され，実機運転時に計測と解析が行われ有意義なデータを得ることができた。

（昭和62年10月16日原稿受付）

1. レヒートガスタービンの基本特性

レヒートガスタービンは図1に示される機器構成となっている。この中で運転制御の中心となるのは低圧々縮機（LPC）の全段可変静翼による空気流量，高圧燃焼器（CC）と再熱燃焼器（再燃器RC）の燃料流量の三つの要素である。この制御三要素の自由な組合せで任意のガスタービン出力が得られるが，コンバインドプラントとして熱効率を常に高く維持させるとの目的で低圧タービン（LPT）の出口ガス温度を部分負荷においても常に一定とするとの条件をいれると図2に示される部分負荷運転特性が得られる。この図から高圧軸の速度を常に高く維持させればガスタービンの熱効率も高くなる特性であることが分る。図3はLPCの全段可変静翼のマップの上に高圧軸速度と高圧タービン（HPT）入口ガス温度による作動

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05

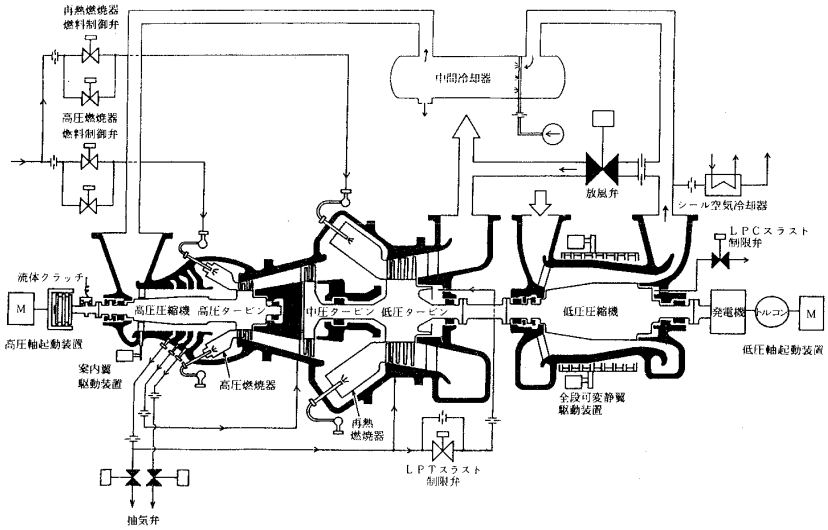


図1　レヒートガスタービン機器構成図

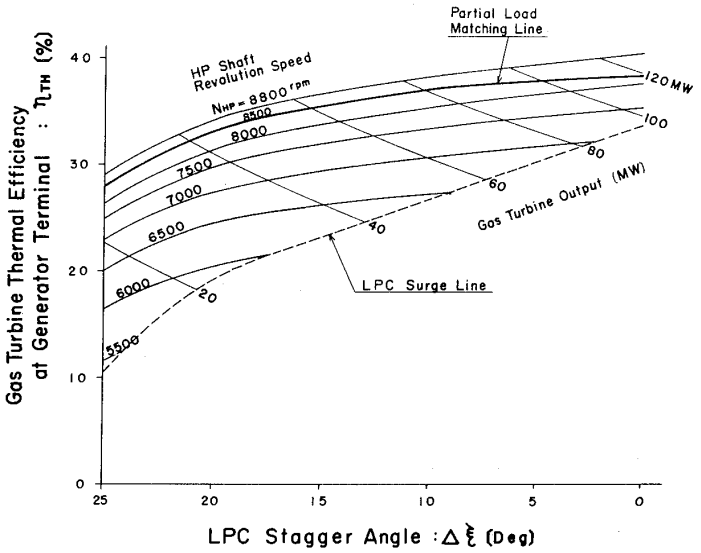


図2　レヒートガスタービン熱効率特性

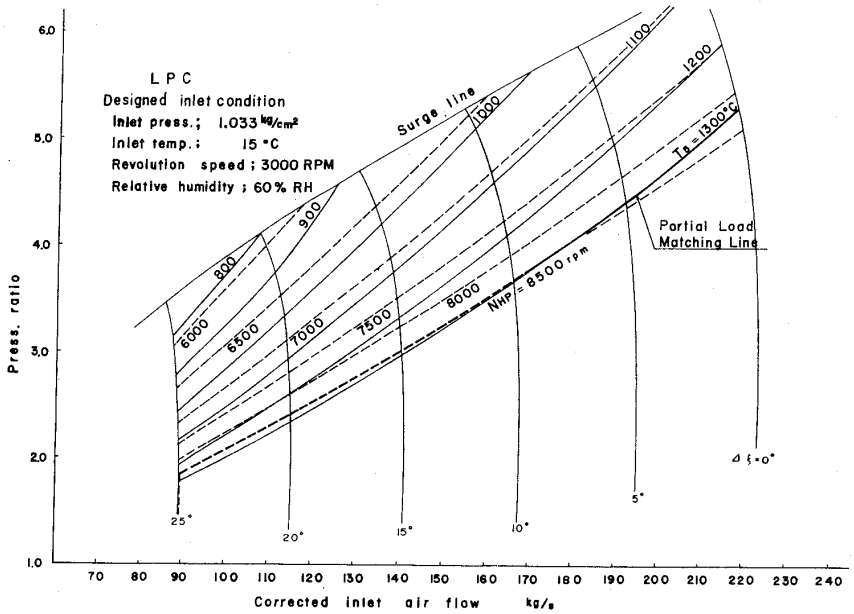


図3　低圧々縮機マップ上のマッチング特性

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

線を引いたものである。この図より高圧軸速度を一定としてLPCの静翼角度を絞って出力を下げるとHPT入口ガス温度が漸減していることが分る。これらのガスタービン特性より負荷運転制御の基本設計は①HPT入口ガス温度制御（試運転に入って高圧軸速度制御に改造），②LPT出口ガス温度制御，③LPCの空気流量は要求負荷に見合った不定位制御の三制御を基本とすることにした。

ガスタービンにとって更に起動，負荷遮断時の運転制御が重要であり，また非常トリップ時の安全性にも十分留意しなければならない。これらは全て動的特性であるのでガスタービン本体特性，補機や配管等の仕様が定まなければ正しい特性把握ができないが，ダイナミックシミュレータを作成して特性の解析を進めた。

2. 制御システムの基本設計

ガスタービンの制御システムは本体制御と補機制御に別れるが，本体制御は電子油圧式制御（EHC：Electro Hydraulic Control）によるアナログ方式とし補機制御はプログラマブルロジックコントローラ方式と定めた。

2－1. 油圧操作機器系統

ガスタービン本体の制御を司る油圧操作機器は図1に示されている。燃料制御弁は着火から定格負荷までの燃料流量の巾が大きいので副弁と主弁との構成としレンジアビリティを良くとるものとした。LPCは要求負荷に応じて全段可変静翼の角度操作により空気流量制御を行う。起動は静翼角度を最も絞り込んだ状態で行い同期までは角度は固定されている。同期時の空気流量は全開角度の約40％であるが，LPCの出口の放風弁により一部は放風されている。この放風操作はRCの最小温度上昇を確保するために行うものである。同期から要求負荷指令値が上昇すると放風弁が閉方向に動いて全閉した後にLPCの静翼角度が開操作されて空気流量が増えるようにシステムが組まれている。またガスタービンの通常停止や非常停止時には高圧々縮機（HPC）の速度が急速に降下するため空気吸込量が急減するが，LPCの速度降下は緩やかなので両者の流量差が大きくなってLPCの出口圧力が上昇し降速中にサージングに入る危険性があるので，圧力を逃すための十分な口径をもち瞬時に全開する放風弁とした。HPCには入口案内翼角可変装置と6段，11段より抽気する抽気弁がある。入口案内翼は全閉位置で起動されるがストール域を脱する速度に到達したら全開とするON－OFF操作とした。抽気弁も起動時には同様の操作がされるが停止操作時や負荷遮断時には速度降下が大きいのでHPCのサージング防止のために瞬時に全開しなければならない。この他にスラスト制限弁がLPT後部のバランスピストン室への冷却空気配管の途中とLPC後部のバランスピストン室からの放風管に配置されている。これも停止時や負荷遮断時に低圧軸のスラストフォースのバランスが崩れ大きなアンバランスが過渡的に生じるので，これを防ぐために瞬時ON－OFF動作の弁が必要であった。これらの機器は精度と急速な操作性を要求されるので高圧油（112kg/cm^2）を採用し，アクチュエータの小型化も図った。

2－2. 制御（EHC）系統

図4にEHC系統図を示す。この系統は前述した如く三制御要素のブロックより構成されている。下部のブロックは改造後のもので高圧軸速度制御が主体で要求負荷に応じた速度を維持するように高圧燃焼器の燃料制御を行っている。バックアップとしてHPT入口ガス温度リミット制御が掛けられている。中間のブロックはLPT出口ガス温度制御が主体となっており高圧軸速度に応じて設定された温度を維持するように再燃器の燃料流量制御を行っている。バックアップとしてLPT入口ガス温度リミット制御が掛けられている。上部のブロックは負荷制御部で，要求負荷に見合うLPCの空気流量をMCSで制御し，静翼可変装置が操作される。このように三制御要素は各々が独立した回路となっておりガスタービンを介してのフィードバック制御となるので制御ロジックは非常に明解である。

3. シミュレーションスタディ

実機が試運転に入る前に制御器とレヒートガスタービン・ダイナミックシミュレータとをドッキングさせて起動，負荷運転と負荷遮断のシミュレーションスタディを行い運転特性の解析と制御器の制御定数等の設定のチューニングを行う開発方針とした。そのためにはリアルタイムで演算さ

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

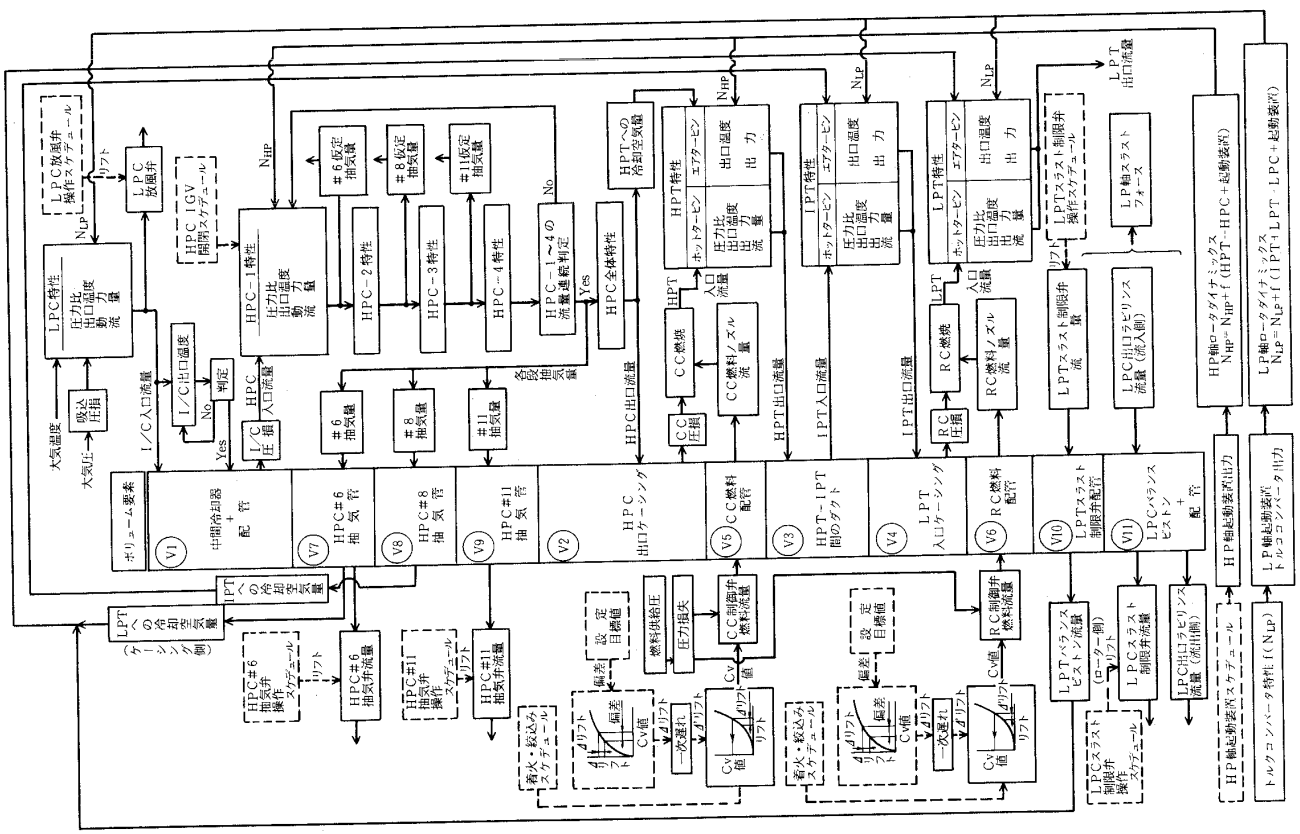


図5 レヒートガスタービン・ダイナミックシミュレータブロック図

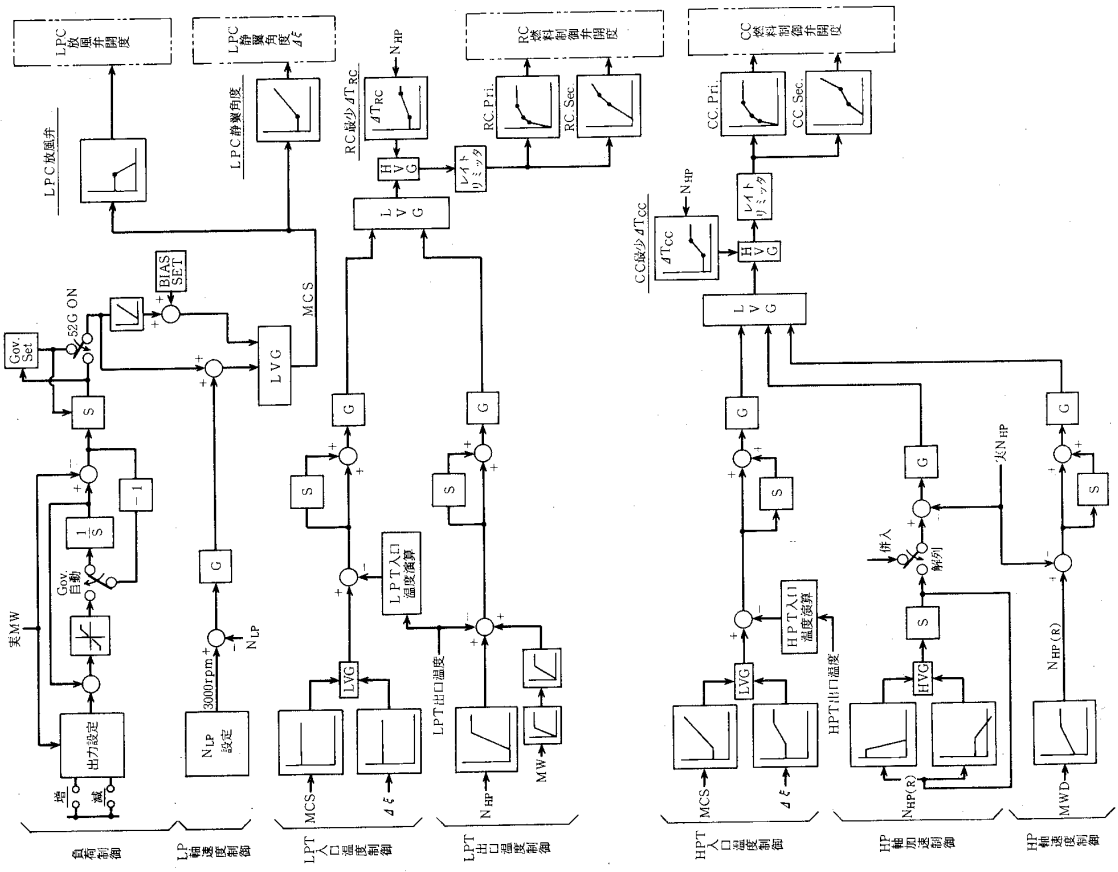


図4 EHC系ブロック図（'83年日本ガスタービンセミナ(第11回)）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

れるシミュレータであることが必須である。シミュレータは図5に示される如く多くのボリューム要素と繰返し回路をもっており，シミュレーション刻み時間も5/1000秒と小さくとる必要があるのでリアルタイムシミュレータの開発から着手した。

3−1. リアルタイム・ダイナミックシミュレータ

高効率ガスタービンは複雑な熱サイクル，機械的構造を有するため，シミュレーション規模（関数発生の回数，状態変数や誘導変数の数）は従来のガスタービンの2倍以上となっているため，高精度の実時間ディジタル・シミュレーションを実現するために，超高速ディジタル・シミュレータ装置AD10システムを採用した。これにガスタービン汎用シミュレーション・ソフトウェアを開発して，演算速度のみならず，演算精度，モデル忠実度，ソフトウェアの融通性の点でも最高水準のものが得られた。

基本計画

シミュレーション・ソフトウェアの開発に当たって次の点に留意した。

(1) 全作動領域での忠実なシミュレーション……起動から全負荷までの全作動領域にわたり，高精度で信頼性の高いシミュレーション。ディジタル演算，詳細数学モデルの採用。

(2) 実時間動作……周波数領域0～10Hzでの動的精度を保証するため，フレームタイム（積分きざみ幅）は数msecが必要。

(3) 外部の機器との接続……ガスタービン制御器（hardware−in−the−loop）や記録器，モニタ等とのアナログ信号による接続。

(4) 要素特性，各種定数の変更……開発の各フェーズで逐次繰り返される要素特性や各種定数の変更への迅速な対応。

(5) 他の形式のガスタービンへの適応……ガスタービンの構成要素に対応したモジュラー構造の融通性に富むソフトウェア。

これを実現する唯一のシステムは，AD10システムで，高精度ディジタル演算，超高速多変数関数発生，高精度数値積分，高速多チャンネル・アナログ入出力，ストアド・プログラム，等シミュレーションに必要な機能を適切に有している。汎用ミニコンピュータに比べ約100倍の演算速度が必要である。

超高速シミュレータ（AD10）

AD10システムは高速ディジタル回路，並列演算処理，パイプライン，等の新しいディジタル処理技術を導入し，ディジタル・シミュレーションの唯一の欠点である演算速度を飛躍的に向上させたシミュレーション専用特殊ディジタル計算機である。シミュレーションにおいて重要な演算機能は，i）多変数関数発生，ii）積分，iii）入出力，iv）その他の一般演算等であるが，AD10内部ではこれらの機能毎にハードウェア化されており，大規模システムの実時間あるいはそれ以上のシミュレーションが可能になっている。

特に顕著なものは多変数関数発生の高速性で，例えば，3組の3変数関数発生（3組の異なった関数の同時発生が最もパイプラインの効率が良い）は9.6μsec，つまり1関数当たり3.2μsecで完了する。高効率ガスタービンのシミュレーションにおいて，演算の約80％は多変数関数発生であるため，関数発生の高速性は実時間シミュレーションを可能にするばかりでなく，詳細シミュレーション・モデルの採用を可能にし，シミュレーションの周波数帯域を拡大し，忠実度を向上させることになる。AD10の外観図を図6に示す。

モジュラー・プログラミング

ガスタービンエンジンは種々の形式があるが，そのどれもが比較的少数の基本的要素によって構成されている。この基本的要素のそれぞれに数学的モデルを作成し，ガスタービンの要素構成に従ってそれを結合することにより，高効率ガスタービンの様な複雑なシステムについても容易に

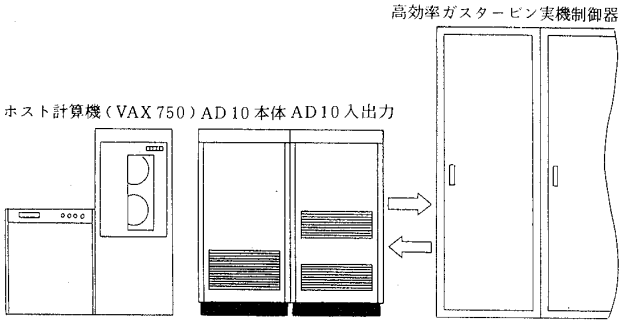


図6 超高速ディジタル・シミュレータ（AD10）システム外観図

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

全体の数学的モデルが完成する。

この基本的要素として，①コンプレッサ，②タービン，③ノズル，④燃焼器，⑤ダクト，⑥ブリード，⑦空気取入口，⑧冷却器，⑨ボリューム，⑩ロータ，がある。①〜⑧の要素は入出力関係が時間に依存しない静的要素としてモデル化され，要素特性マップの関数発生演算がその中心である。また，⑨〜⑩は動的要素で，要素間ボリュームにおける連続，エネルギ，モメンタムの3微分方程式，およびロータ系の運動方程式の積分がその中心である。

要素特性マップおよびガス特性マップの関数発生演算にも種々の方法があるが，演算速度，精度，融通性の点から，（詳細多次元マップ）＋（データテーブル表示）＋（多次元線形内挿）による方法が最も優れている。これはAD10システムに最適の手法である。この場合，要求精度を維持するために，かなりの点数データをメモリに格納する必要があるが，AD10の大容量メモリはこの目的のために十分の容量をもっている。

動的要素の数学的モデルも種々考えられるが，ここでは反復計算を含まない（ロータ）＋（連続）＋（エネルギー）モデルを採用した。高効率ガスタービンの様にスティフなシステムでは，動的要素における数値積分の積分方式，精度，安定性，実時間性，けた落ち誤差，等の検討が必要である。

図7にシミュレーション・ブロック図を示す。ガスタービンの基本的要素によるモジュラー構造が明らかであろう。このため，要素特性や各種定数の変更は全シミュレーションに影響を及ぼすことなく容易になされる。また，実エンジンとソフトウェアとの対応が明確なため，異なる形式のエンジンへの適応も柔軟におこなえる。

シミュレーション規模

上記のガスタービン基本的要素計算モジュールにおける主要な演算内容，演算時間を表1に示す。これらの計算モジュールの使用回数は図7から明らかである。従って，高効率ガスタービンの実時間ディジタル・シミュレーションのシミュレーション規模および性能は表2の様にまとめられる。ここで開発したガスタービン・ソフトウェアは，演算速度のみならず，演算精度，モデル忠実度，融通性，汎用性の面でも，非常に優れた性能を示した。

表1　基本的要素計算モジュール

計算モジュール	関数発生の回数 1変数関数	2変数関数	3変数関数	状態変数の数	一般変数の数	演算時間 μsec
コンプレッサ	2	0	5	0	9	71.5
タービン	2	0	5	0	9	68.0
燃焼器	1	0	1	0	6	31.1
ダクト	1	0	1	0	4	31.1
中間冷却器	1	1	1	0	6	40.4
ブリード	2	3	3	0	6	39.2
ロータ	1	0	0	1	2	23.9
容積	4	1	2	2	8	46.7
負荷，モータ	1	0	0	0	2	40.0

表2　シミュレーション規模

状態変数の数（積分回数）	28
一般変数の数	244
関数発生回数	
1変数関数	89
2変数関数	28
3変数関数	87
関数発生テーブル数	
1変数関数	7
2変数関数	3
3変数関数	22
積分きざみ幅（msec）	1.6883

3−2. 起動制御とシミュレーション

起動は高圧と低圧軸端の各々のモータ駆動装置により行われる。高圧軸は軽いので大きな起動トルクを必要としないこから速度制御形流体継手とし，起動中は常に一定トルク100kg・mを維持させる。低圧軸は重いのでトルクコンバータとした。着火は高圧軸速度により行い，高圧燃焼器は2000rpm，再熱燃焼器は3100rpmで各々の燃料遮断弁の開操作により行われる。着火後は高圧軸加速制御により高圧燃料は増加し続けるが，再熱燃焼器は主に最小燃料流量が維持されて低圧軸も加速されるのが基本制御となっている。HPCの抽気弁は高圧軸が6275rpmに到達したとき全閉し，更に6350rpmで入口案内翼が全開する。起動制御のポイントの一つである高圧軸の加速特性を如何に設定するかはHPCとLPCの作動線を決める大きな要因となり不安定運転領域を避ける工夫が数多くのシミュレーションスタディによりチューニング

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

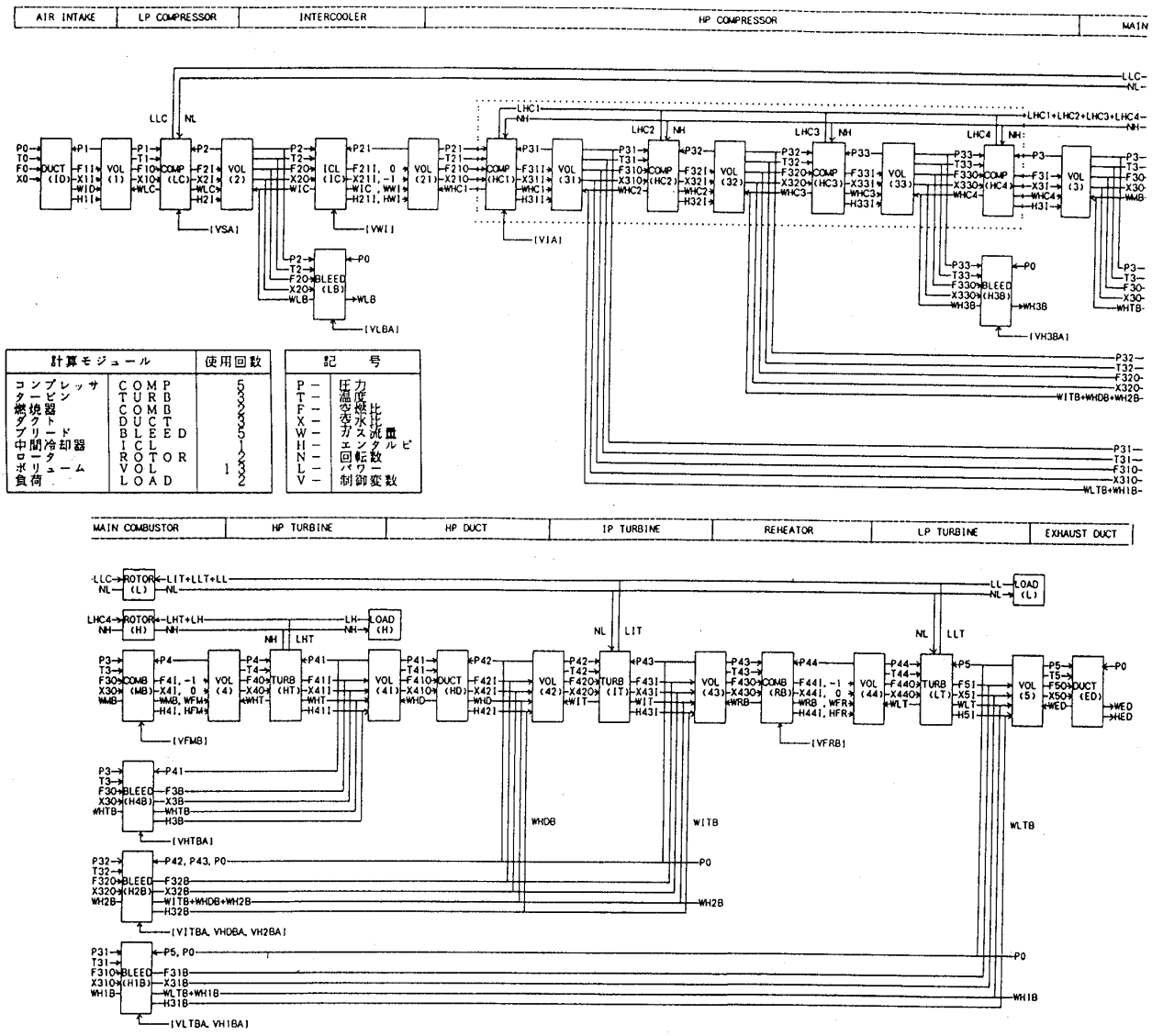


図7 モジュラー・プログラミングによるシミュレーション・ブロック図

されていった。更にもう一つのポイントはLPC出口の放風弁の開度を如何に設定して起動するかであった。放風弁の開度が小さ過ぎると同期速度到達時の高圧軸速度が低くなってサージラインに近付くことになり，一方大き過ぎると起動途中でのLPT出口ガス温度がアラーム値を越えてしまうこともあり，この両者の条件を満足させる開度を実機試運転を行いながら見付け出さざるを得なかった。図8は実機の最終の姿の起動特性であり，図9は実機特性に合せようとしたシミュレーション結果であり，良く一致させることができた。

3−3. 負荷制御とシミュレーション

試運転の過程では各種パターンの負荷運転を行ったが，それは主に高圧軸速度とLPT出口ガス温度の設定を色々組替えて行ったものである。実機の負荷運転は非常に安定しており理論通りの特性を示した。図10は実機の負荷上昇特性であり図11は逆に負荷降下をシミュレーションで行った結果である。図12は5日間にわたって行われた連続100時間運転の特性を示す。図中の番号17はMCSであるが同時にLPCの静翼角度を示すものであり，大気温度に連動して空気流量を補償していることを示している。各部状態量とも安定した運転特性が得られている。

3−4. 負荷遮断シミュレーション

レヒートガスタービンで最も未知の分野が負荷遮断特性である。そのために負荷遮断の最適解を求めるシミュレーションスタディに最も労力がさ

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

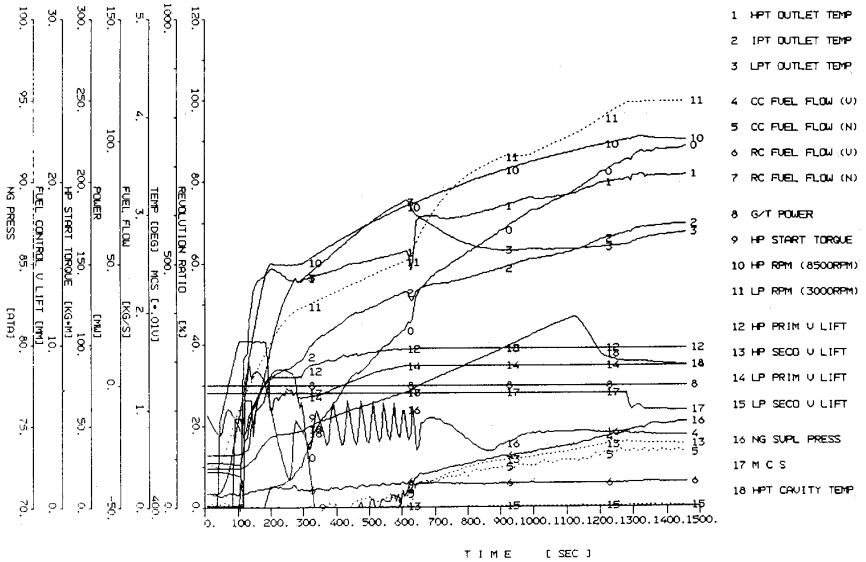


図 8　実機起動特性

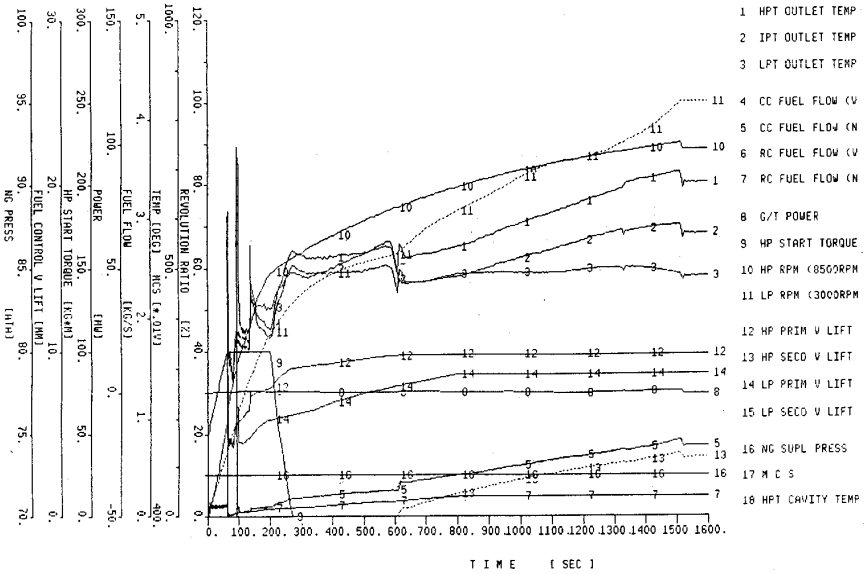


図 9　起動シミュレーション

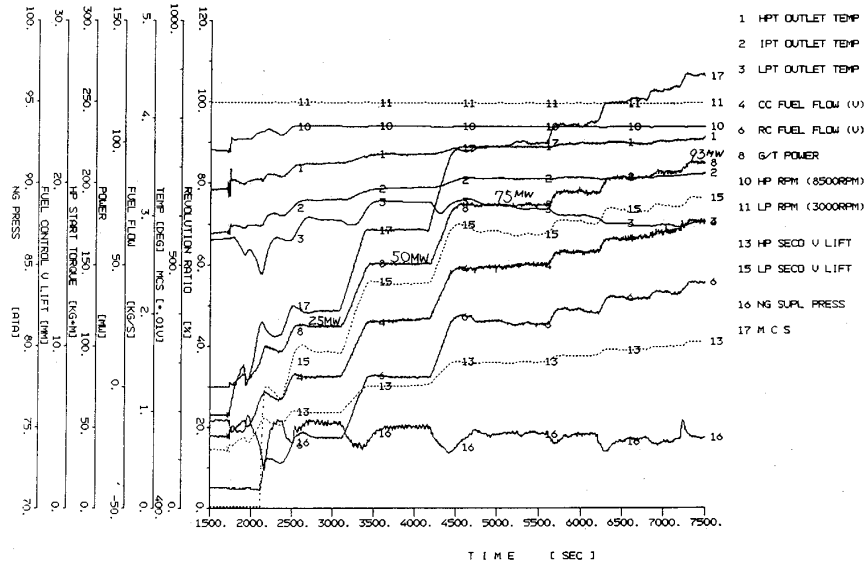


図 10　実機負荷上昇特性

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

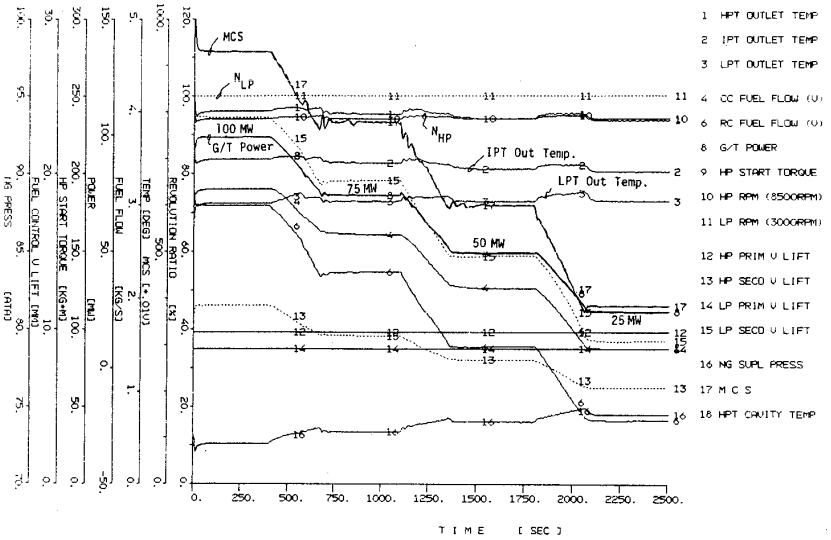


図 11 負荷降下シミュレーション

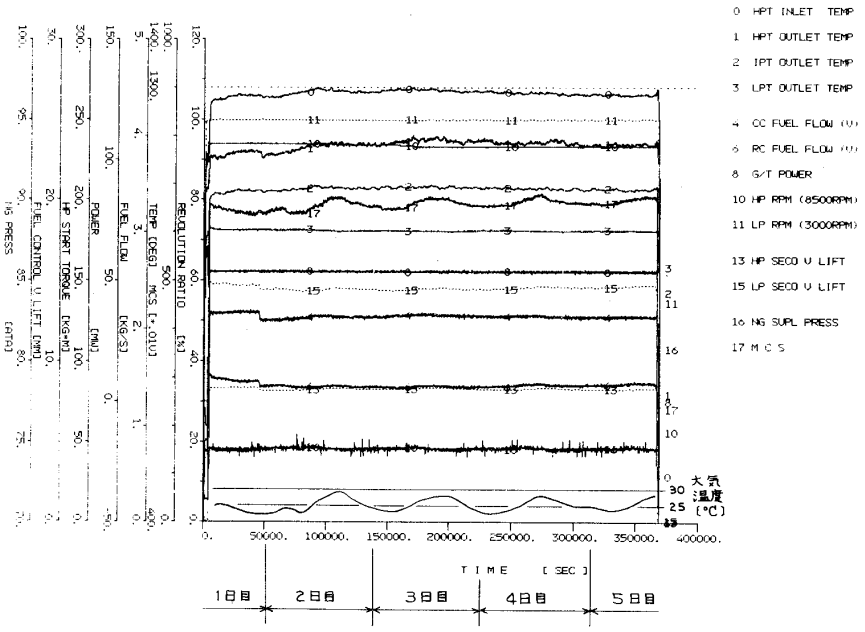


図 12 連続 100 時間運転特性

かれた。それにはガスタービン実機のダイナミックな特性を把握することが重要である。そのための手段として実機に約 250 の計測点を設けて主要な状態量を検出することにし，全点を 0.2 秒でデータをサンプリングし，それを解析するシステムを開発した。このシステムで最もダイナミックなトリップ時の特性を解析し，これをシミュレータで再現させることにより実機特性に近づけるための入念な作業が行われた。これらの結果として得られた全負荷よりの負荷遮断のシミュレーションによる予想特性を図13に示す。また各負荷で到達すると予想される低圧軸速度のピーク値を図14に示す。レヒートガスタービンは低圧軸のオーバスピードが一軸より大きくなり易い特性をもっている。特にガス燃料の場合は燃料制御弁から燃焼器迄の配管容積によるオーバスピードへの寄与率が大きいので，この容積を小さくするために燃料制御弁をガスタービン本体に極力近づけたレイアウトとした。

4. 計測技術の研究

ガスタービンの運転中に圧縮機動翼の振動を監視する動翼振動監視装置の開発，および圧縮機や

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/

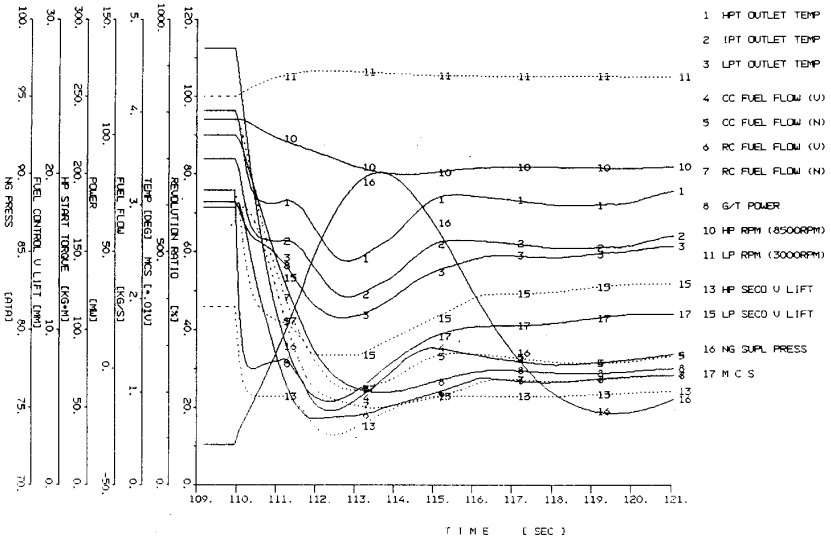


図 13 全負荷遮断シミュレーション

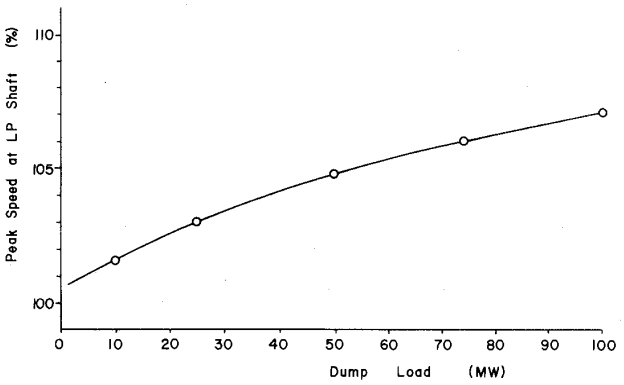


図 14 各負荷よりの負荷遮断での
低圧軸オーバースピードピーク予測値

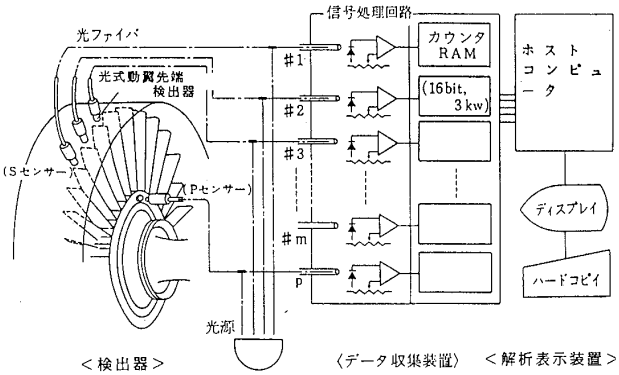


図 15 動翼振動監視装置の全体構成

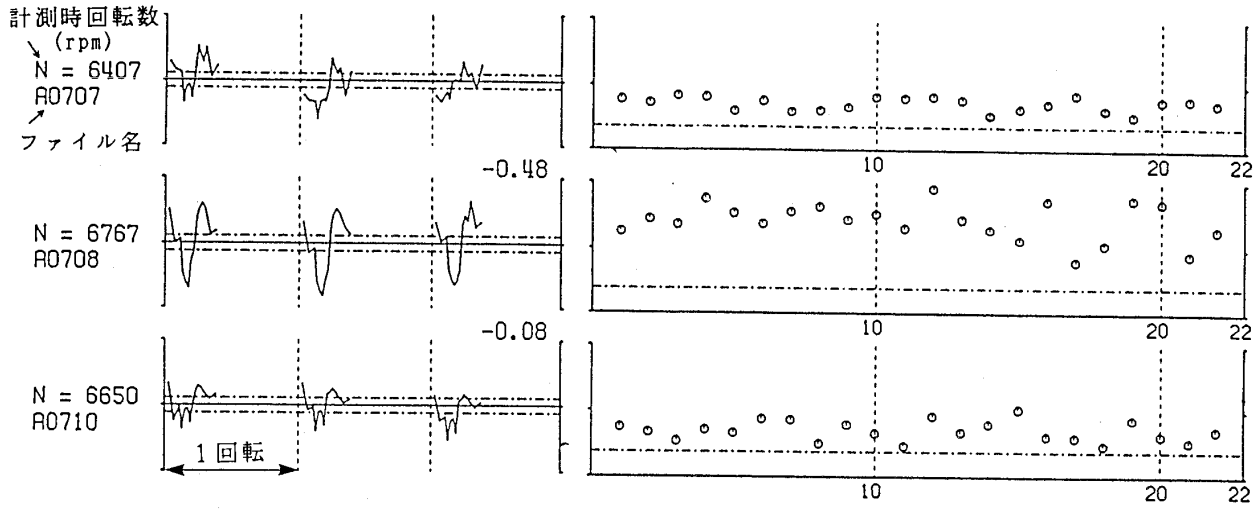
タービン動翼と周囲ケーシングとのすきまを回転中に計測する翼端すきまセンサの開発を行った。これらは航技研における基礎研究を発展させたもので，実用に供し得るものである。

4−1. 動翼振動監視装置

運転中のガスタービンの圧縮機等の動翼振動を計測し監視することは，ガスタービンの信頼性を高めるためにも，また，安全な運転を行うためにも重要である。圧縮機動翼の振動計測のためには，従来ひずみゲージが使用されてきたが，ロータ上の電気配線や外部へ電気信号を取り出すためのスリップリングやテレメータの装置が容易でないうえに，ひずみゲージ特性の経時変化や断線が起きた時の貼り変えに多大の労力と費用を必要とするといった欠点があった。

これらの問題を解決する新しい計測技術として，光式の動翼先端検出器を使用し，非接触式に計測対象の全ての動翼の振動を計測するシステムを研究開発した。その成果は高効率ガスタービンの運転に有効に使用された。このシステムは航技研で基礎研究が行われたものを発展させたもので，図15にその全体構成を示す。圧縮機動翼の周囲ケーシング上に動翼の固有振動数と回転速度に応じた数の動翼先端検出器（通常10〜20個であるが，振幅だけ計測するのであれば1個でも可）を取り付ける。その出力信号を検出器と同数の光電変換回路，計時カウンター，メモリ等からなる信号処理装置に入力として接続する。メモリには，各検出器が各動翼の通過を検知した時刻がデータとして一時的に格納されるが，最終的には計算機

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06



（a）指定した動翼の振動波形表示
（一点鎖線が分解能で約0.05mm）

（b）全動翼（#1〜#22）の最大振幅表示

図16 計測結果の表示例（N = 6767 rpm にて共振）

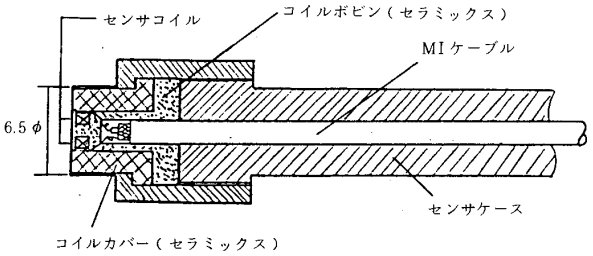


図17 渦電流型すきまセンサ

に読み込まれ動翼の振動波形が抽出される。その結果は図16に示すように，キーボード上で指示した任意の動翼の振動波形として（図のようにローター回転のうち，検出器を取り付けた部分の振動波形に限られる）準リアルタイムで得られる。また，全ての動翼の最大振幅を示す図としても表示される。

本システムの研究開発過程において，400℃の高温に耐える動翼先端検出器を開発した。この検出器を高効率ガスタービンの運転試験において12段動翼の振動計測にも長時間使用したが，出力の低下があったものの，ほぼ正常に作動した。

4−2. 翼端すきまセンサ

周囲空気温度400℃に耐える渦電流型すきまセンサを研究開発した。図17にその構造を示す。このセンサを用いて計測対象段の全ての動翼の翼端すきまを計測してリアルタイムで表示する装置を研究開発した。

まとめ

未知分野の多かったレヒートガスタービンの運転制御技術であったが地道な研究開発が多くの研究者により積み重ねられた。これが成果となって試運転が順調に進められた意義は大きい。これらの技術が更に多くの分野において今後とも活用されることを期待するものである。

参考文献

(1) 杉山，越沼，西尾，「高効率ガスタービンの制御に関する研究(1)」航技研報告 TR895，(昭60−10).

(2) 杉山，「高速ディジタル・シミュレーション技術」日本機械学会誌，90巻，819号，(昭62−2).

(3) 杉山，「ガスタービンエンジンの性能予測」ターボ機械，(昭62−11).

(4) 松田，遠藤「動翼振動監視装置の研究(I)」航空宇宙技術研究所資料，TM−535（1984年7月）

(5) 田中，松本，安井，佐藤「レヒートガスタービンの制御システム」東芝レビュー，38巻13号（1983年）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

6.5 熱交換器の研究開発

高効率ガスタービン技術研究組合 山 根 猛

1. まえがき

ムーンライト計画，高効率ガスタービンに使用する中間冷却器は，エネルギーを外部へ捨てず，できるだけ回収する目的で，低圧圧縮機を出た空気中に水を直接噴射し，その蒸発潜熱によって空気を冷却する直接接触式の熱交換器を採用した。

この水の蒸発のためには，空気との接触時間，接触面積を確保しなければならず，低速空気流にするための大径長大な中間冷却器を必要とする。

当初フィジビリティスタディの段階では VST のごとき気液接触式の熱交をも検討したが，接触面積，接触時間がとれず，所定の性能が望めないので，高水圧をノズルから噴射することによって微粒化し，接触面積を確保する方法を採用した。

実機では制限された空間，時間内で蒸発を完了しなければならないので，中間冷却器をできるだけ長くできるような配置にすると共に径を小さくし，その範囲内で蒸発を完了してくれるかどうかを理論と実験で調べることとした。

ノズルから噴射された水滴は蒸発につれて径が小さくなり，ついには無くなるので，中間冷却器の後部は長さの割には接触面積の少ないむだな空間となる。このため蒸発に必要な水量より多い水量を噴射し，中間冷却器の後部まで水滴を機存させ，空気との接触面積を確保すると共に，蒸発しなかった余分の水分はデミスタで採集し，再循環させ，純水とまぜて再度使用することとした。このさい循環水中に不純物が濃縮するのを防止するため，5パーセントを系外へブローすることとした。したがって試験はデミスタの水分採集率をも調べるとともに，実機では蒸発水量の1.5倍の水量をノズルから噴霧することとした。

中間冷却器の要求仕様を表1に示す。

実機は高温高圧であるが，要素試験は設備の関係から高温高圧の流動試験が困難なため，二つに分割して，実機と温度，反応時間のみを合せた高温常圧試験と，圧力の影響を調べるための単一液滴の蒸発速度をはかる高温高圧試験の二種の試験を実施した。

2. 高温常圧試験

試験装置を写真1に示す。約200℃の高温空気を流量計測後，600mmφの供試ダクトに導き，その上流部で噴射ノズルから清水を直接噴霧し，所定の滞留時間後の主流の温度降下，湿度上昇，噴霧水滴の粒子径，全水分量等を測定した。

表1 中間冷却器仕様

項目		仕様
圧力損失	(ΔP_{1C})	0.02
入口修正流量	($\frac{G_2'\sqrt{\theta_2'}}{\delta_2'}$)	57.80kg/s
入口実流量	(G_2')	216.96kg/s
入口全温度	(T_2')	198.7℃
入口全圧力	(P_2')	4.963kg/cm²ab
出口実流量	(G_3)	227.40kg/s
出口全温度	(T_3)	77.6℃
出口全圧力	(P_3)	4.863kg/cm²ab
出口相対湿度	(φ_3)	0.90
冷却水スプレー量	(ΔG_{WIC})	10.44kg/s
冷却水温度	(T_{WIC})	15℃(50kg/cm²ab)

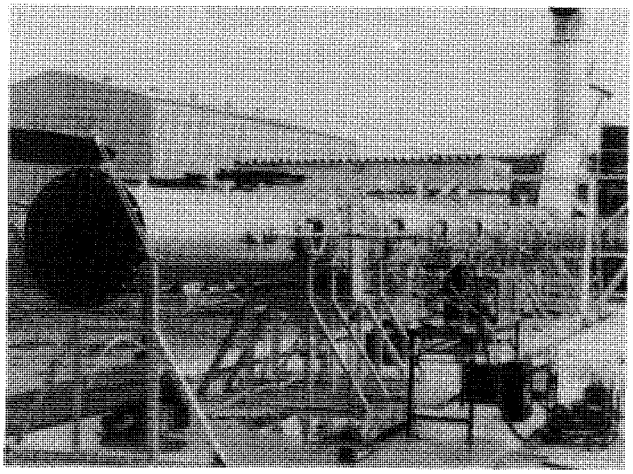


写真1 高温常圧試験装置（横型）

（昭和62年10月16日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

ノズルから噴霧した水は一部ダクト壁面に衝突し，ダクト外へドレンとして排出する。また重力の影響で噴霧水は落下する傾向にある。このため，このダクトに衝突した水分を測定して噴霧水量から除外すると共に，ダクトを垂直に立てて，重力の影響を除く試験装置を製作し，ノズルを前後に多段に配利して，ノズルの干渉をも調べる多段噴霧の実験も行った。(写真2)。

ミストセパレータの性能試験では，セパレータの上下流でレーザビームパーティクルサイザによる粒子径分布の測定と静圧の測定を，セパレータ入口流速をパラメータにして行った。計測時の外観を写真3に示す。

図1に冷却効率の実測値と計算値との比較を示す。噴霧粒径をザウタ平均径で代表させた場合には，実測値と計算値との差異は比較的大きいが，粒径分布を考慮した場合の両者の一致はかなり良い結果が得られている。冷却効率は0.6前後で出口相対湿度は約50％である。出口相対湿度を90％にするためには冷却効率0.66が必要で，噴霧液滴の微粒化と共に，ノズルの多段配置が必要である。

図2はミストセパレータの入口流速を変化させた場合の分離効率に関する実験結果である。ミストセパレータの形状は図6に示す実機と同様の衝突形である。設計流速において，粒径が50μm以

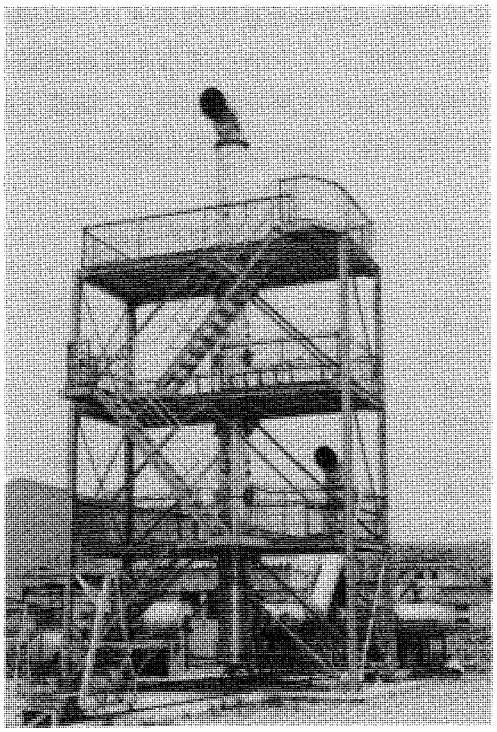


写真2　高温常圧試験装置（縦型）

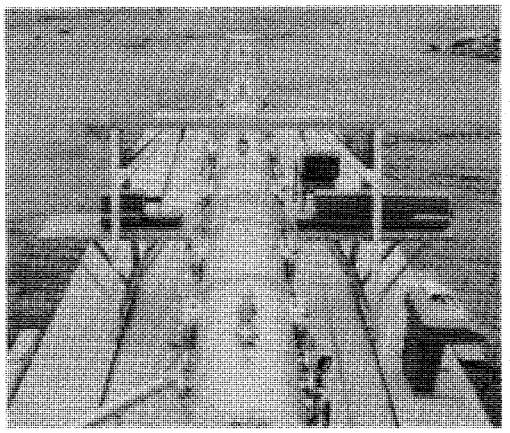


写真3　パーティクルサイザ計測時

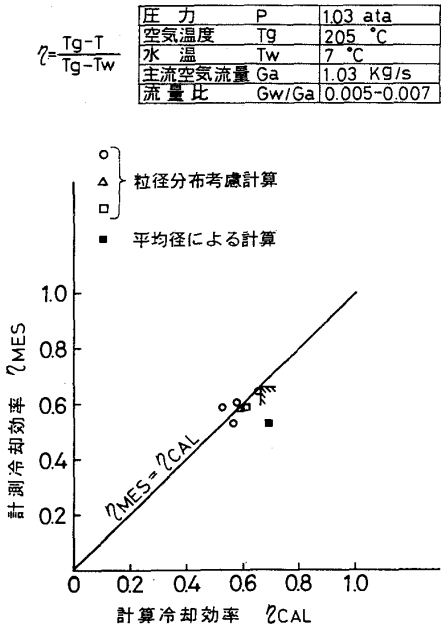


図1　冷却効率

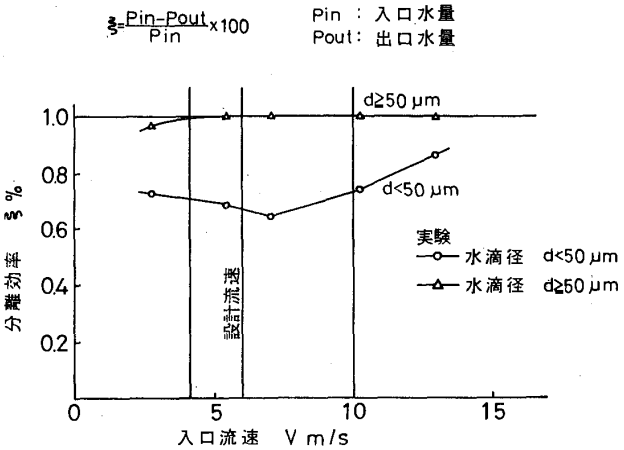


図2　ミストセパレータ分離効率

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

上の液滴は100％セパレータで捕えることができる。50μm以下の液滴も約67％が捕捉できる結果が得られている。この捕捉率と，前述の液滴蒸発速度の結果を合せると，ミストセパレータを通過して高圧圧縮機にキャリオーバされるミスト量がわかる。その結果を図3に示す。キャリオーバされるミスト量は噴霧水量の2％程度と推定される。

図4にミストセパレータの圧力損失に関する実験結果を示す。入口流速を設計流速にとれば損失係数は$\xi=3.6$であり，実機中間冷却器におけるセパレータの圧力損失は$\Delta p=30$ mmAqとなり，中間冷却器全体の設計圧力損失1000 mmAqの3％程度で無視し得るオーダである。

3. 高温高圧試験

液滴の蒸発現象は温度，圧力，相対湿度等の雰囲気条件に大きく影響される。高温高圧試験装置は単一液滴の雰囲気条件変化が液滴の蒸発現象に与える影響を詳細に調べる装置である。高温，高圧，高湿度条件における蒸発速度を調べ，理論計算と対比した。

試験装置を写真4に示す。高圧容器内部を一定の圧力，温度，湿度に設定し，その中に造粒器により直径約2 mmの液滴を直接 d＝50μm のCA熱電対素線に懸垂して液滴温度を測定した。一方ビデオカメラにより，約20倍に拡大された液滴径をモニタ画像を通して観測し，直径の経時変化を計測した。

図5に実験結果を示す。p＝5ataの高圧で，相対湿度が比較的高い場合においても，蒸発速度，液滴温度共計算値と良い一致を示しており，二乗則がほぼ成立つことがわかった。

4. 結　論

(1) 噴霧の水量の低減には，噴霧同志の衝突や，タグトとの干渉による粒子の粗大化を防止するた

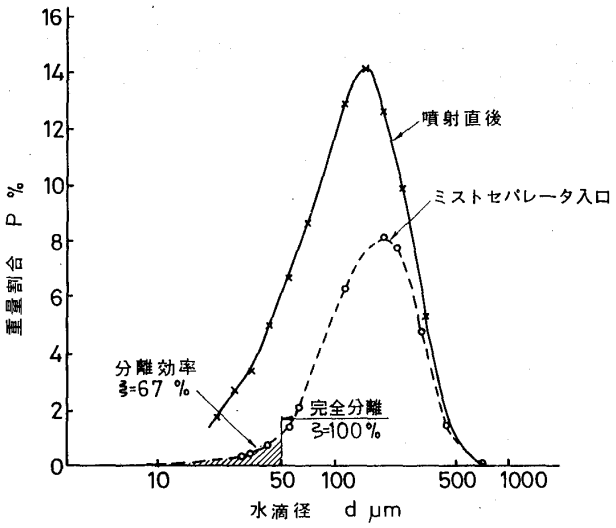


図3　キャリオーバミスト量

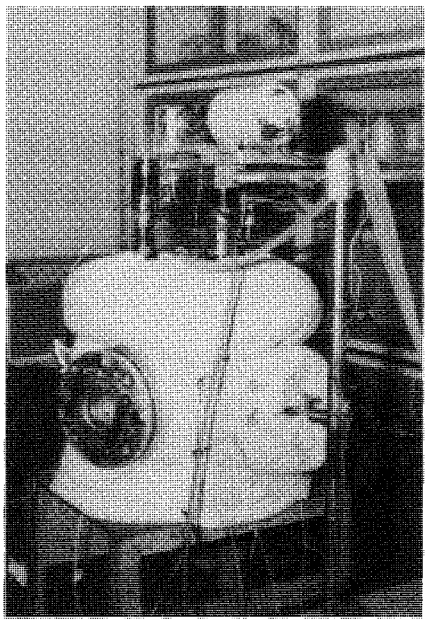


写真4　高温高圧試験装置

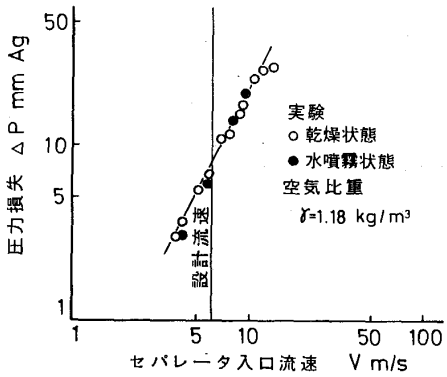


図4　ミストセパレータ圧力損失

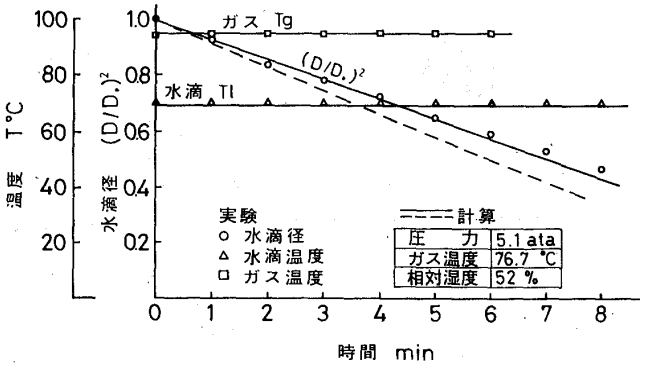


図5　液滴の蒸発速度

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

め多段噴霧が望ましい。

(2) 噴霧水量の決定，蒸発量の予測のためには，噴霧の代表径のみでは不充分で，粒径分布を考慮する必要がある。

(3) P＝5ataの高圧においても，雰囲気相対湿度を考慮した液滴蒸発速度の計算値は，実験値と良い一致を示した。

(4) ミストセパレータの性能は，実験により，分離効率，圧力損失とも設計値を満足することを確認した。

5. あとがき

本試験結果を元に設計した実機中間冷却器を図6に示す。

当初はダクト内と上流側のマルチノズルのみを設置したが，冷却性能の不足が判明したため，

(1) マルチノズルの噴射方向を前向きから後向きに変更，

(2) マルチノズルの下半部を除去，

(3) 後方段に単孔ノズルを追加，ドレンを循環使用，

(4) ダクト内と中間冷却器前部鏡板部にノズルを追設，噴霧水量を15kg/sから20kg/sに約3割増加，

(5) ミストセパレータの排水系統を改良，

の5点の改良を行った。増設したノズル格子を写真5に示す。改造の(1)は計算により噴霧液滴の干渉を調べて干渉の少い方向に変えたもの，(2)は中間冷却器内部の噴霧状況を覗窓から観察した結果，液滴が下半部に集中して流れる現象が見られたために行った改良である。

これらの改良により所定の性能，すなわち，常時出口相対湿度90％という要求仕様を満足した。ノズルからの噴霧の微粒化のためには水温の影響が非常に大きく，25℃近辺の純水と循環水の混合

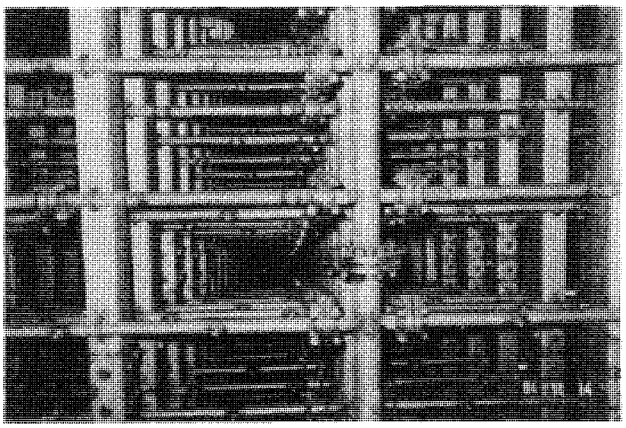


写真5 実機中間冷却器ノズル格子

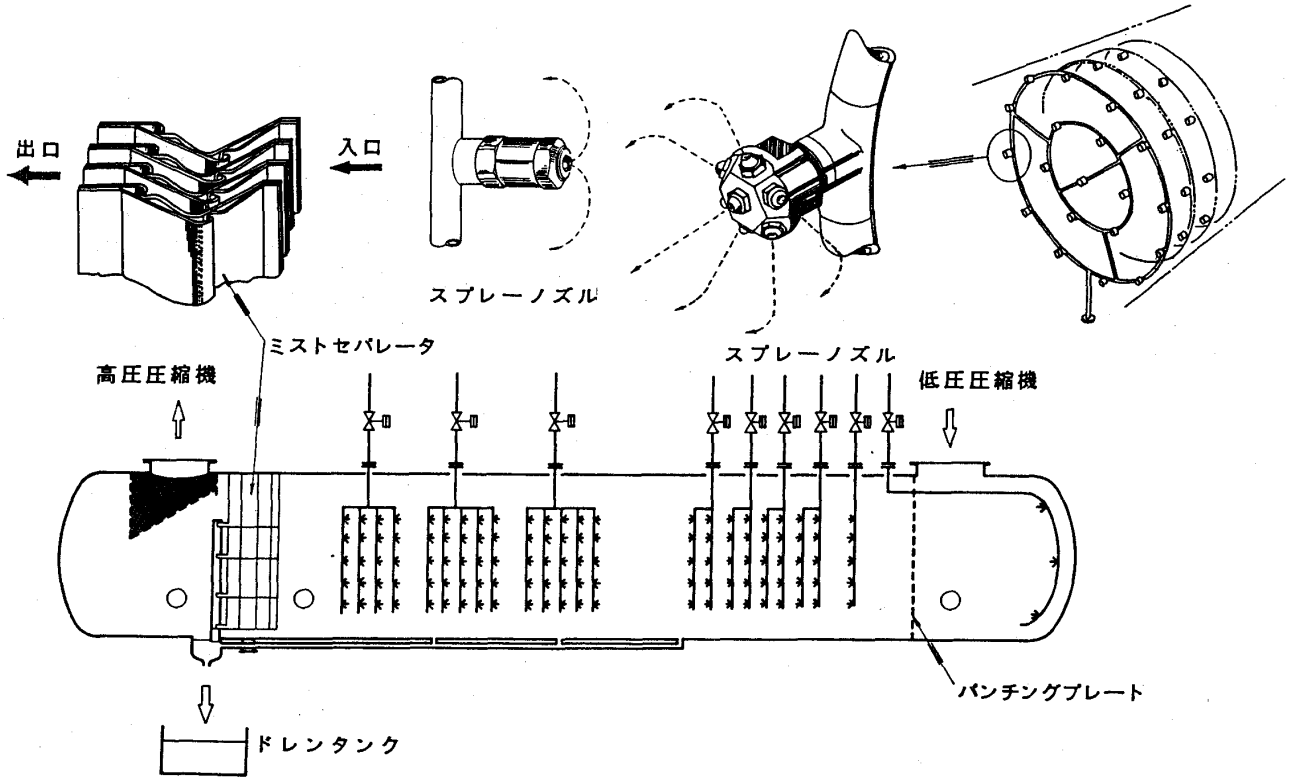


図6 中間冷却器実機

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/0

水スプレに比べて，80℃近辺の循環水の蒸発性能が格段に良く，純水の供給量を減らして充分蒸発性能を満足できる状態にあった。

中間冷却器出口の相対湿度が90％では，中間冷却器を出てから高圧圧縮機に入るまでの間の空気の加速によって温度が下り，相対湿度は100％を越え，過飽和もしくは水滴の発生する状況にある。この状態は計算では高圧圧縮機2段静翼出口まで継続するはずである。当初計画では過飽和状態のまま高圧圧縮機内に吹込まれ，高圧圧縮機内で再蒸発するから影響は無いものと考えたが，高圧圧縮機の試験後の分解点検では3段動翼まで，翼面に水滴飛散の跡があり，水分凝縮による流体の温度変化によって高圧圧縮機の性能が，予測とわずかではあるがずれるおそれがあるから，中間冷却器出口の相対湿度は60％程度に制限するほうが望ましい。60％と90％では，中間冷却器出口温度で図7に示すごとく8℃の差しかなく，ガスタービン性能上ではほとんど差が無い。一方熱交換器としては60％の相対湿度を90％に高めるには3倍の反応時間もしくは蒸発長さを必要とするため不経済である。

この中間冷却器は，いくら噴射水量を増しても中間冷却器出口相対湿度は100％をこえることは無いから，充分な水量を噴霧しておけば出口相対湿度は自動的に90％近辺に保持され，出口温度もほぼ一定に維持される性質をもっている。さらに

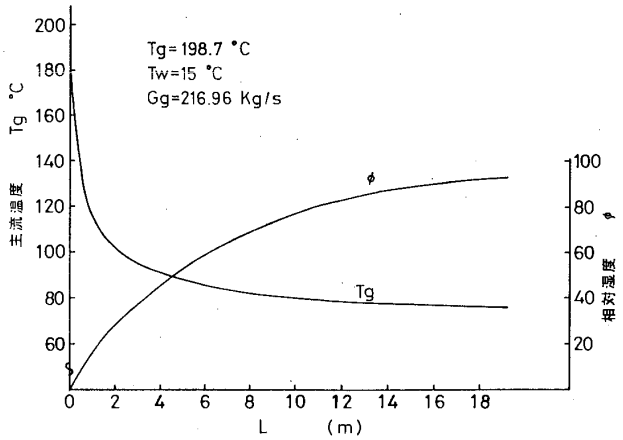


図7 実機推定性能

蒸気が燃焼器に入ることによるNOx低減の効果もあり，熱効率も上昇し，間接熱交のごとく冷却水の放熱装置を必要としない等，かずかずの利点があるため，今後大いに利用されるものと思われる。

本研究開発については既に外部発表されている資料があるので参照させていただいた。巻末に文献名を記載する。

参考文献

(1) 安部，他，中四国伝熱研究会，(昭57－11)。
(2) 機械学会分科会 RC59，研究成果報告書Ⅱ，(昭58－1)。

7. パイロットプラントの負荷試験

高効率ガスタービン技術研究組合 今井 鉄
高効率ガスタービン技術研究組合 竹矢一雄
高効率ガスタービン技術研究組合 佐野恵保
東京電力株式会社 初芝信次

1. はじめに

パイロットプラントは，昭和53年から推進してきた高効率ガスタービン開発プロジェクトの主要な開発項目のひとつとして，その中心となるガスタービンの設計製作を昭和54年から進めていたものである。昭和58年の工場における無負荷試験

(昭和62年10月21日原稿受付)

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

水スプレに比べて，80℃近辺の循環水の蒸発性能が格段に良く，純水の供給量を減らして充分蒸発性能を満足できる状態にあった。

中間冷却器出口の相対湿度が90％では，中間冷却器を出てから高圧圧縮機に入るまでの間の空気の加速によって温度が下り，相対湿度は100％を越え，過飽和もしくは水滴の発生する状況にある。この状態は計算では高圧圧縮機2段静翼出口まで継続するはずである。当初計画では過飽和状態のまま高圧圧縮機内に吹込まれ，高圧圧縮機内で再蒸発するから影響は無いものと考えたが，高圧圧縮機の試験後の分解点検では3段動翼まで，翼面に水滴飛散の跡があり，水分凝縮による流体の温度変化によって高圧圧縮機の性能が，予測とわずかではあるがずれるおそれがあるから，中間冷却器出口の相対湿度は60％程度に制限するほうが望ましい。60％と90％では，中間冷却器出口温度で図7に示すごとく8℃の差しかなく，ガスタービン性能上ではほとんど差が無い。一方熱交換器としては60％の相対湿度を90％に高めるには3倍の反応時間もしくは蒸発長さを必要とするため不経済である。

この中間冷却器は，いくら噴射水量を増しても中間冷却器出口相対湿度は100％をこえることは無いから，充分な水量を噴霧しておけば出口相対湿度は自動的に90％近辺に保持され，出口温度もほぼ一定に維持される性質をもっている。さらに

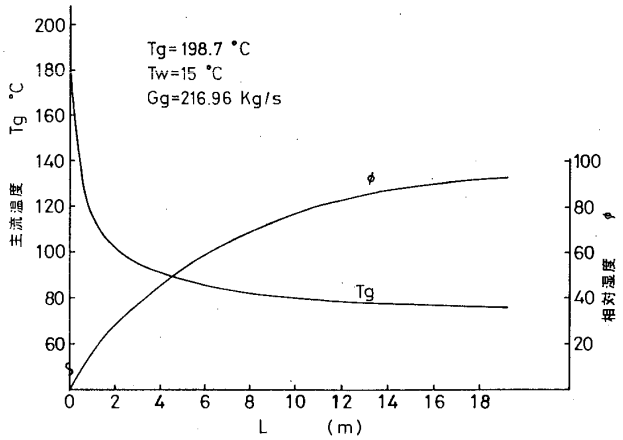


図7 実機推定性能

蒸気が燃焼器に入ることによるNOx低減の効果もあり，熱効率も上昇し，間接熱交のごとく冷却水の放熱装置を必要としない等，かずかずの利点があるため，今後大いに利用されるものと思われる。

本研究開発については既に外部発表されている資料があるので参照させていただいた。巻末に文献名を記載する。

参考文献

(1) 安部，他，中四国伝熱研究会，(昭57－11)。
(2) 機械学会分科会 RC59，研究成果報告書Ⅱ，(昭58－1)。

7. パイロットプラントの負荷試験

高効率ガスタービン技術研究組合 今井 鉄
高効率ガスタービン技術研究組合 竹矢一雄
高効率ガスタービン技術研究組合 佐野恵保
東京電力株式会社 初芝信次

1. はじめに

パイロットプラントは，昭和53年から推進してきた高効率ガスタービン開発プロジェクトの主要な開発項目のひとつとして，その中心となるガスタービンの設計製作を昭和54年から進めていたものである。昭和58年の工場における無負荷試験

(昭和62年10月21日原稿受付)

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

に引き続き，昭和59年3月から東京電力㈱袖ヶ浦火力発電所の構内で負荷試験，環境試験を開始した。

このパイロットプラントは複合サイクル熱効率50％（低位発熱量ベース　以下LHVと略す）以上を目標として，複合サイクルに適した高効率，高温レヒートガスタービンを採用したもので，内外の最高技術を駆使し，耐熱材料の開発，ガスタービン要素技術の開発の成果を折りこんで設計したものである。その燃焼ガス温度は高圧タービンが1300℃，再熱タービン（低圧）が1200℃と高く，しかも高圧タービン入口圧力が約50気圧という世界でも例をみないプラント実機を開発しようとする意欲的なものである。3年半にわたる試験は大きく分けて3期にわかれ，それぞれの期に改良を重ねてきたものである。本稿では62年2月から7月まで行なわれた最終段階での試験の内容を主として報告するものである。

2. パイロット プラント

パイロット プラント（AGTJ-100A）は，トータルプラント システムの検討により複合サイクル熱効率の最適化を計ったもので，かつ設計と並行して進めてきたガスタービン要素技術開発の成果を折込んだレヒートガスタービンを中心としたプラントである。表1にパイロット　プラントの主たる仕様を，図1にガスタービン（AGTJ-100A）断面図を示す。図2にプラント構成を示す。本レヒートガスタービンの詳細については，既に多くの文献に紹介されているので，本稿ではその技術的な特長をまとめて述べる。また本機並びにプロト機の設計，製作にあずかった要素技術開発一覧を表2に示す。

本レヒートガスタービンが通常のシンプルサイクル ガスタービンと比較して，技術的に注目すべき特徴と問題点は

(1) 空気当たりの比出力（Kw/Kg/S）を約1.5倍程度大きくとることが出来る。その結果，排気ガスの残存酸素が少なくなる。給，排気系は出力に比して小さくなる。また効率の最適

表1　パイロットプラント仕様

ガスタービン出力	約1000MW
複合プラント熱効率（燃料 LNG）	約50％（LHVベース）
	約45％（HHVベース）
空気流量	220 kg/s
タービン入口温度　高圧／再燃	1300/1200℃
圧力比	55
回転数　高／中・低圧	8500/3000rpm
段落数　高圧圧縮機	14
低圧圧縮機	10（全段可変静翼）
高圧タービン	2（空気冷却）
中圧タービン	2
低圧タービン	4（1，2段：空気冷却）
燃焼器本数　高圧	10
再燃	12
中間冷却器	水噴射直接冷却式

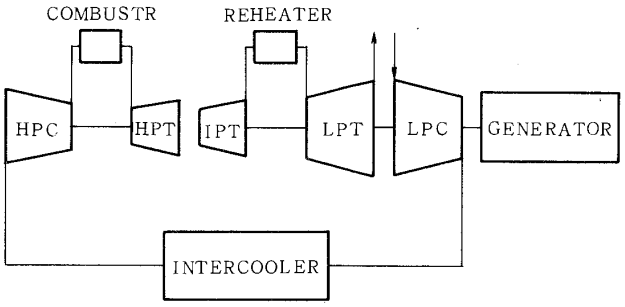


図2　システム系統図

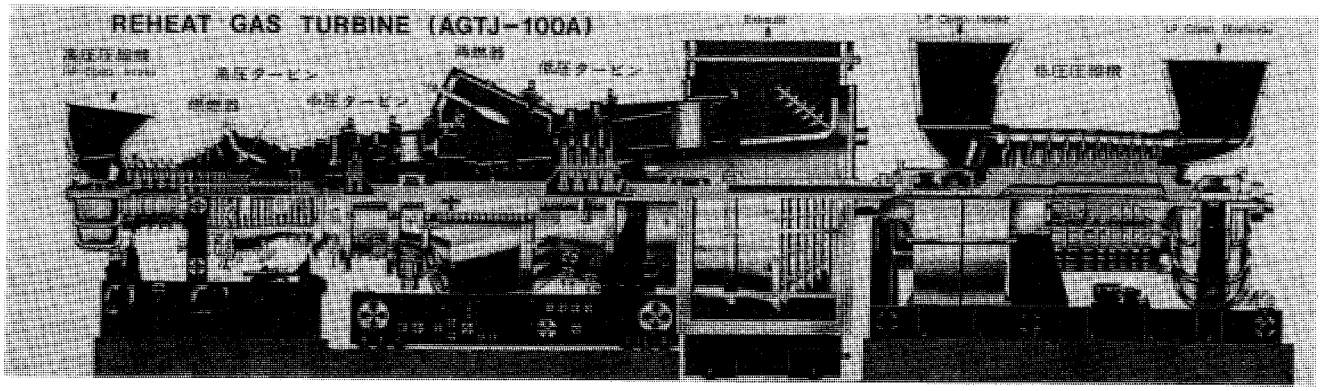


図1　レヒートガスタービン断面図

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/20

表2 タービン要素技術開発

材　量	メルティングストック製造 一方向凝固翼の製造 翼強化処理，翼コーティング 細穴加工 新材料評価（TMD-5, TM321, TM269他） 拡散接合翼，トランスピレーション翼 温度勾配下のクリープ TBCの耐久性（大気，減圧コーティング）
要　素	セラミック燃焼器，セラミック動，静翼 高圧燃焼器，再熱燃焼器（燃焼試験） 積層型燃焼器，低NOx型燃焼器 空冷アドバンス翼 一段静翼シュラウドの冷却特性 各種翼冷却性能試験 長翼開発（振動確認） アブレダブルシール 各種構造強度試験 高温高速タービン試験装置による研究 水噴霧冷却，蒸気冷却，蒸気噴射 中間冷却器の水噴霧冷却特性
システム	制御装置の開発とシミュレーションによる各種検討 複合発電プラントの研究
測定技術	動翼先端間隙測定 燃焼ガス温度測定

化を計った結果，高圧タービン入口圧力を高くとることが出来る。

−高圧化に伴う問題点として高圧セクションの耐圧ケーシングの構造設計，高圧圧縮機及びタービン翼の曲げ応力（振動応力を含む）が翼寸法に比して相対的に大きくなる。

(2) タービンの排気温度がシンプルサイクルに比べて約60℃高いため，複合サイクルの場合，蒸気タービンの出力を大きくとることが出来る。その結果，総合熱効率を高くとることができる。

(3) 部分負荷時，低圧圧縮機の全段可変静翼制御により，空気流量を減少させることが出来るので，排気温度を適度に高く保つことが可能となり，複合サイクルとした場合の部分負荷熱効率が高くなる。

−上記の空気流量変化（出力変化）によって発生する排気温度の変化を高，低圧セクションとも別個に検出して，それぞれの燃料量を制御するため，過渡的に高圧軸の回転上昇が不足した場合，低圧圧縮機吐出圧力が上昇し，サージングの余裕を少なくする恐れがある。また高速偏流をもつタービン排気ガスの温度を正確に検出することが必要である。また，その制御の応答性も早いものが要求される。

(4) 負荷変動時，空気流量を制御するため各部の温度変化を比較的小さく出来，特に高温部の熱疲労寿命に有利となる。

(5) 高，低圧セクションがそれぞれ別ケーシングに別れているために，特に中，低圧タービンの冷却空気が，高圧圧縮機の抽気から外部配管を通して，常時供給される。一般にシンプルサイクルでは起動時，圧縮機のサージング防止の観点から一時的に，圧縮機の途中段から抽気するが，通常運転時は閉じるのが普通である。

−抽気に起因する励振により，圧縮機の動，静翼が受ける繰り返し振動応力が許容出来るものであることを確認する必要がある。

(6) 高圧圧縮機，タービンの効率の変化にたいして，低圧圧縮機のサージング特性が敏感に影響をうけること。また高圧軸の回転数を一定に制御している場合には，その燃焼ガス温度が影響を受けること。特に経年的に高圧セクションの効率が低下した場合に監視が必要となる。通常は経年劣化するもので，レヒートサイクル（2軸）特有の監視項目の一つである。

(7) 中間冷却器の純水スプレーにより高圧圧縮機入口の空気を冷却し，熱効率の向上，出力の増加をはかるとともにNOxの発生を大幅に低減できる。

−水のキャリオーバが高圧圧縮機に流入しないように保護をする必要がある。また純水の消費が従来の火力に比べて多くなる。

(8) 燃焼ガス温度が1300℃（高圧），1200℃（再燃）と従来のガスタービンに比べて高い。

−燃焼器，タービンの動，静翼の冷却設計については確認を十分に行なっているが，それ以外に，高圧軸は軸受を含めてケーシングに内蔵されており，特に高温にさらされる第二軸

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/07

受まわりの冷却構造が複雑となる。また中，低圧タービンは一段と大型化しているため冷却，シール空気量の低減をはかる構造にする必要がある。本ガスタービンは部分負荷にて主流空気流量が少なくなるために（ガス温度はほぼ高温のまま保たれる），冷却空気の減少によって各部のメタル温度が上昇する傾向にあり，全負荷範囲にわたる冷却設計の最適化とバランスが必要となる。

本レヒートガスタービンの設計，試験の過程で判明した以上の問題点と特長は，この3年半，改良を重ねてきたものである。それらの試験結果の概要を以下に述べる。

3. 負荷試験

試験は昭和59年3月から62年7月まで3年半にわたり主として3期に分けて，東京電力㈱袖ヶ浦発電所の構内で実施された。表3にそれぞれの期での運転実績並びに主たる試験項目を示す。

第一期試験

昭和59年3月からの第一期試験では出力を66MWまで上昇させた。レヒートガスタービンを我が国で開発するのは，勿論のこと，試運転するのも，初めての経験であり，改良のポイントを探ったのが実情であった。この運転で確認できたこと，またその結果　改良を施した項目は

表3

期	期　間	運転時間無負荷運転含	総発電電力 万KWH	運転回数	試　験　項　目
1	昭和59年3月～7月	143	199	60	1　機械特性（振動他）及性能の把握 2　冷却機構の特性確認
2	昭和60年2月～61年8月	92	194	35	1　制御特性を把握し各種調整 2　高圧圧縮機　動，静翼特に共振時の振動応力の確認 3　高，低圧圧縮機の運転特性（サージング余裕）を把握
3	昭和62年2月～7月	313	1428	51	1　DSS（毎日発停） 2　定格燃焼温度での運転 3　高圧燃焼温度1300℃にて100時間の連続運転

(1) 高圧ロータ軸端シール部（タービン側）の間隙，並びにシール構造を一部改良した。

(2) 各部冷却，シール空気が予想よりも多く，肝心の動，静翼他への冷却空気が不足することが判り，シール空気の低減，オリフィス口径の変更等の調整，改良を行った。

(3) 中間冷却器のドレン コレクターを強化する必要があり，そのため改良を行った。

第二期試験

第二期試験ではレヒートガスタービンに固有で，通常のシンプルサイクルガスタービンには見られない新しい問題を確認した。その結果，特に高圧圧縮機まわりの改良を行った。即ち

(1) レヒートガスタービン固有の特長である高圧圧縮機から常時抽気（冷却空気）に対して，動，静翼に強い励振を発生しない抽気室の構造とし，併せて動，静翼の寸法，材質並びに動翼溝部構造の改良を行った。

(2) 更に，冷却，シール空気の低減を図った。

(3) 高圧軸の回転数は当初，制御の対象になっていなかったが，回転数に定位性がないために，高圧軸回転数が低下した際，低圧圧縮機吐出圧が上昇し，低圧圧縮機のサージング防止に対して不安定であることから，回転数と出力に定位性をもたせる改良を行った。

(4) 性能の最適化をはかるため，また高，低圧圧縮機並びにタービン間をシリーズに流れている空気（ガス）の最適なマッチングをはかるために，高圧圧縮機の可変静翼段数の追加，及び同適正段落数の選定が必要であることが判った。

以上の改良を行なった後，62年2月から7月にかけて第三期試験を行った。

第三期試験

第三期試験は，三年間おこなってきた諸改良の最後の仕上げとして，最終確認をしたもので，かつまた将来に対するより良い改良のための課題をまとめることを目的とした。図3にガスタービン単体熱効率並びに図4に複合サイクル熱効率（諸実測値をもとに計算で求めたもの）をしめす。本プロジェクトの目標である複合サイクル熱効率50％以上を達成した。図5に低圧圧縮機の特性曲線上に，出力93MW出した時の作動軌跡を示す。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

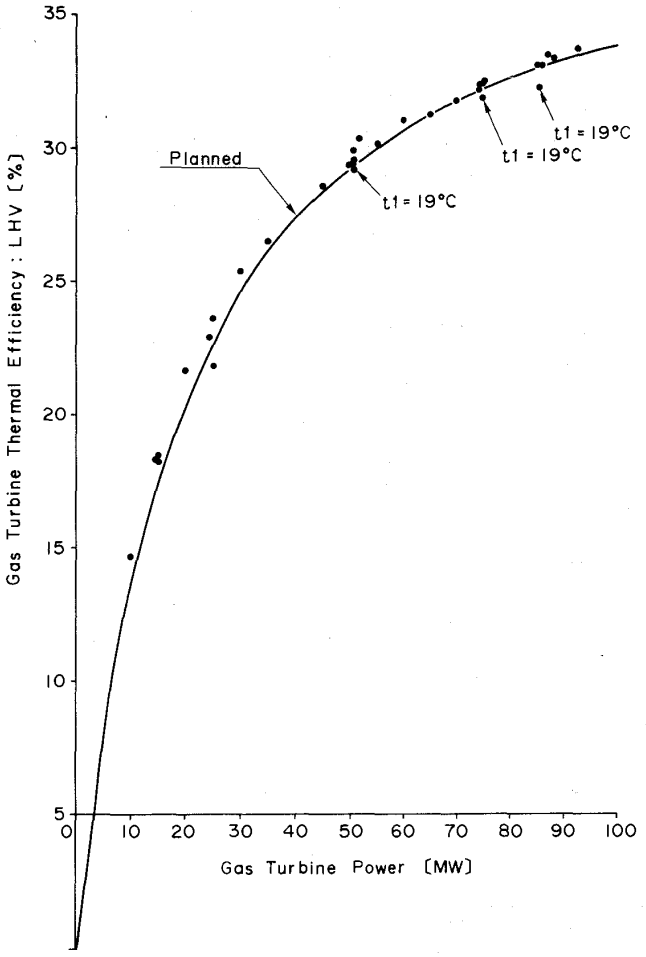


図3　ガスタービン熱効率

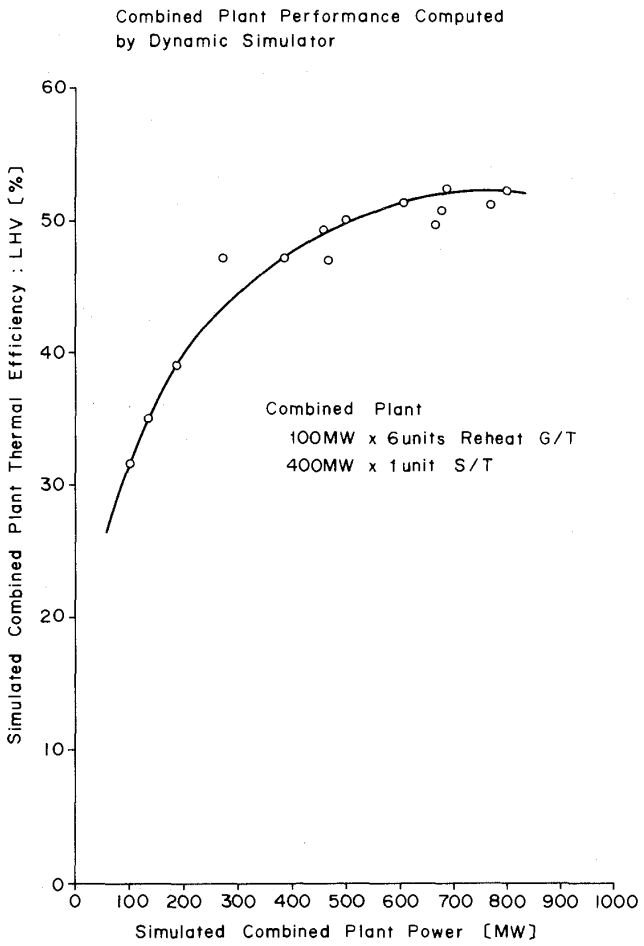


図4　複合サイクル熱効率

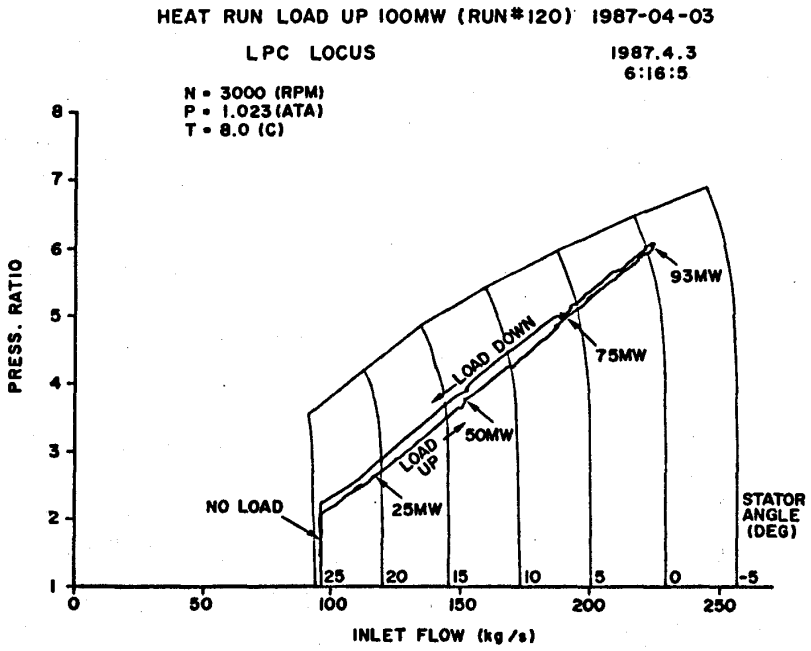


図5　低圧圧縮機作動線

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

サージングの予想線に対して，圧力比で0.5の余裕があることがわかる。また図6に高圧圧縮機の特性曲線上での作動軌跡を同様に示す。25MW以上では回転数8000rpmで一定であり，空気温度の上昇により修正回転数が低下するため，25MWにて予想サージング線にもっとも近付くことになる。

図7，8に出力と各部の圧力，温度の関係を計画値とともに示す。計画値に対して比較的良く合致している。

図9に第一段静翼各部のメタル温度と燃焼ガス温度との関係を示す。メタル温度に数十℃のバラツキがあることが判る。更に図10に略同一出力に

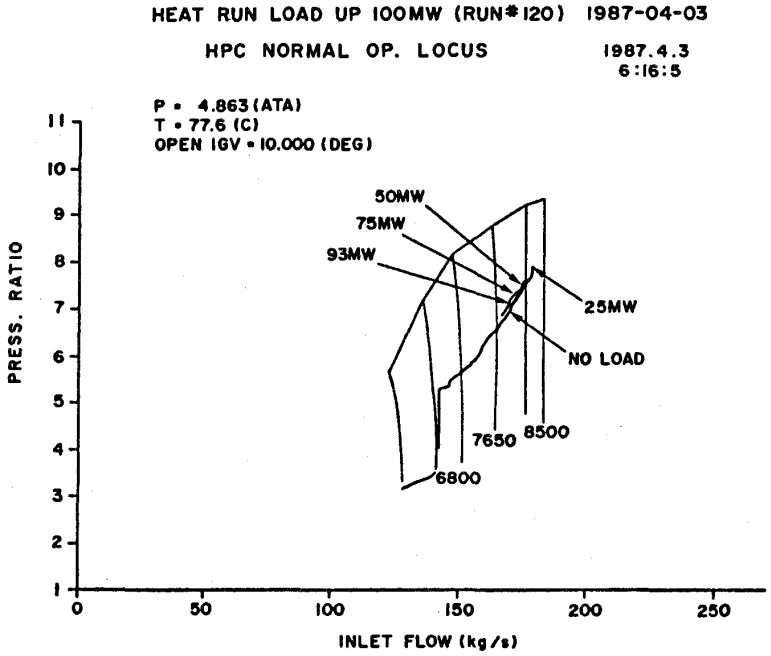


図6　高圧圧縮機作動線

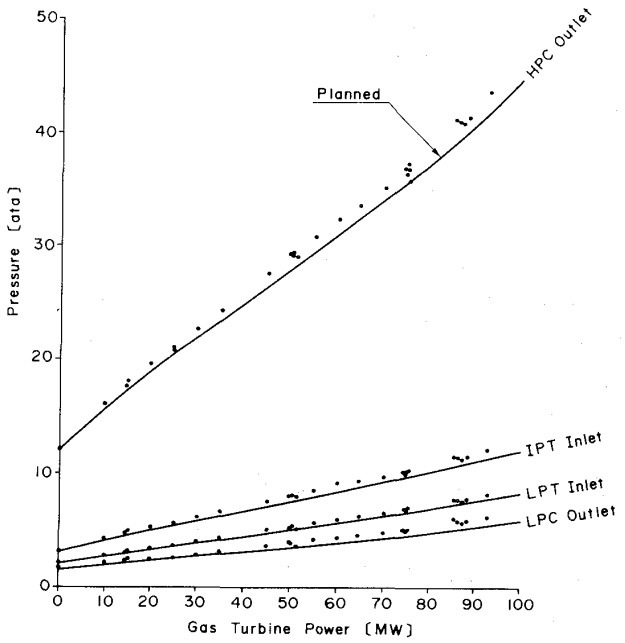


図7　各部温度と出力

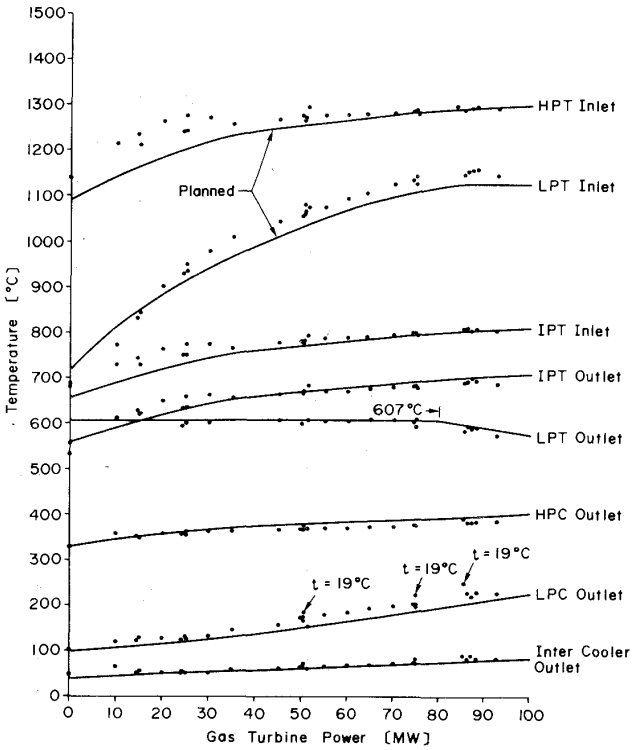


図8　高圧第1段静翼メタル温度（その1）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/

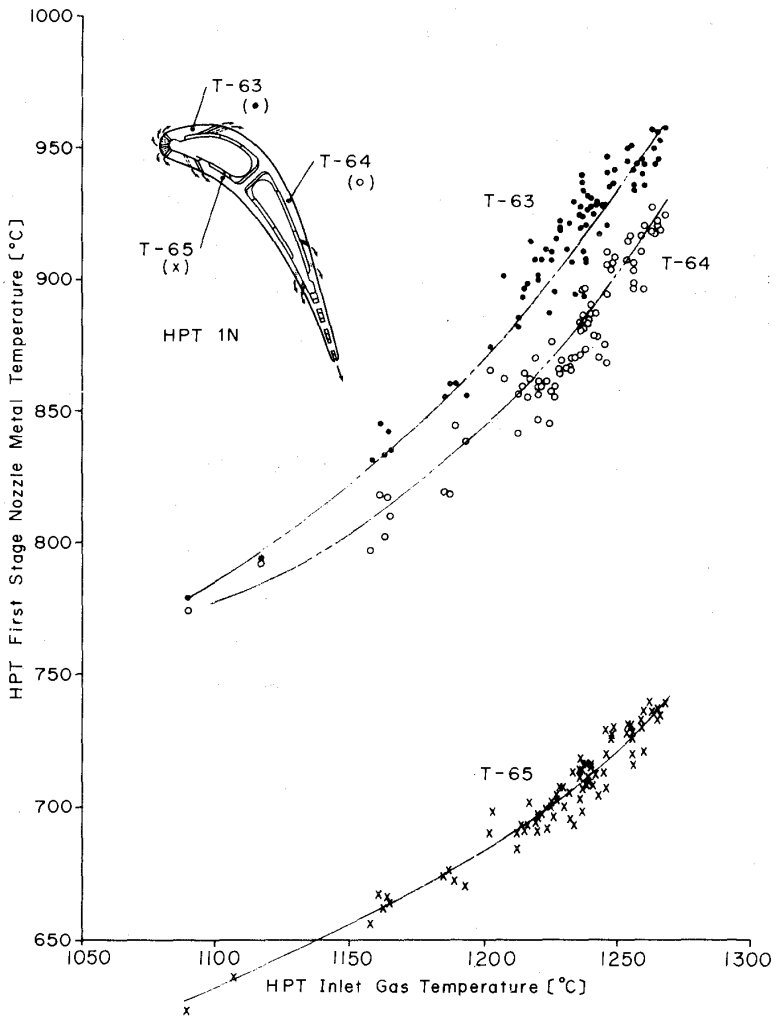


図 9　高圧第 1 段静翼メタル温度（その 2）

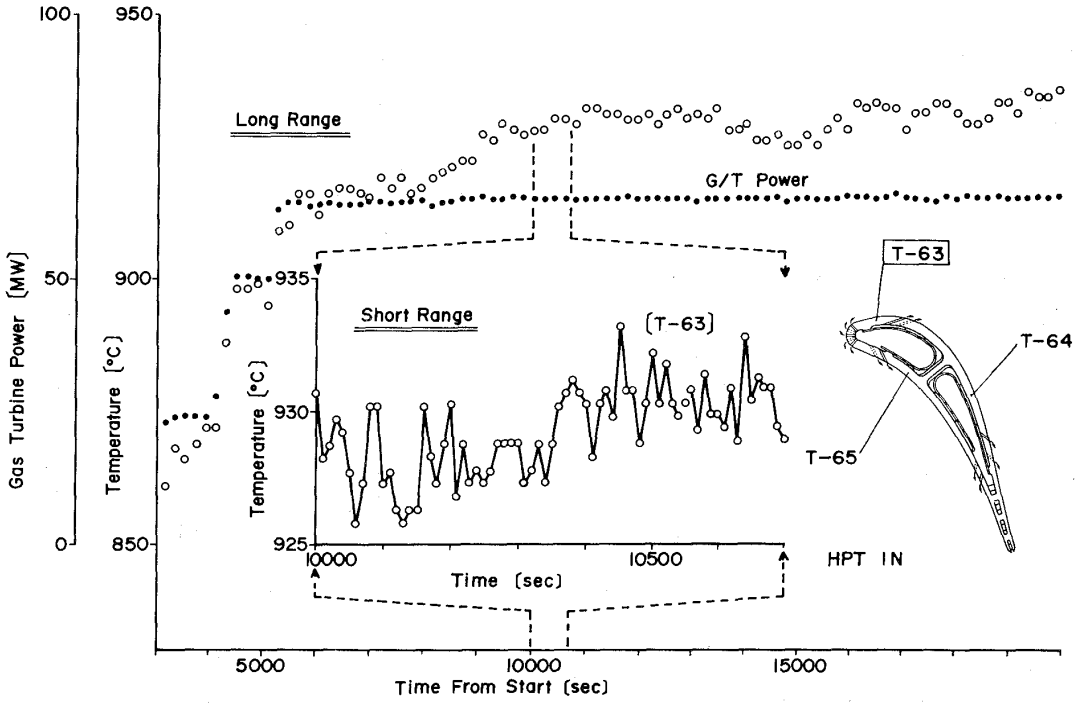


図 10　各部圧力と出力

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

て100時間連続運転した時の第一段静翼メタル温度の実測値を示すが，常に変化しており，バラツキの度合いがよく判る。

図11，12に高圧軸並びに低圧軸のスラストを示す。スラスト軸受に対して十分安全な値であり，また計画値に対して比較的良く合致している。

図13，14に高，再熱燃焼器それぞれのメタル温度とタービン出力との関係を示す。

軸振動値は起動，昇速，負荷，停止の過程で安定しており，再現性があった。高圧圧縮機の動，静翼振動応力は，回転数の各ハーモニック次数での共振点においても，その値は安全であることを確認した。

その他　軸受特性，軸の熱変化による伸び（伸び差）はともに安定しており問題はなかった。NOxは予想に反して十分低く，インタークーラーでの水噴霧が予想以上に効果のあることが判った。

騒音，地盤振動については各出力帯（¼，⅔，¾出力）での測定を実施した。測定結果としては，境界騒音67〜46dB（規則値70dB以下），振動39N〜24dB（目標値60dB以下）と規制値以下の良好な結果をえた。

試験の最終段階では，1300℃において，100時間連続連運転した結果，機械的にも何ら問題ないことを確認した。但し図7にみるとおり，出力一定の運転でも，静翼メタル温度は，高圧圧縮機の効率の微妙な変化に追従して，燃焼ガス温度とともに常に変化することが判った。

4. まとめ

約10年にわたり，各方面の協力を得て進めてきたこのレヒートガスタービンの開発は，100時間の連続運転をもって一先ず幕を閉じることとなっ

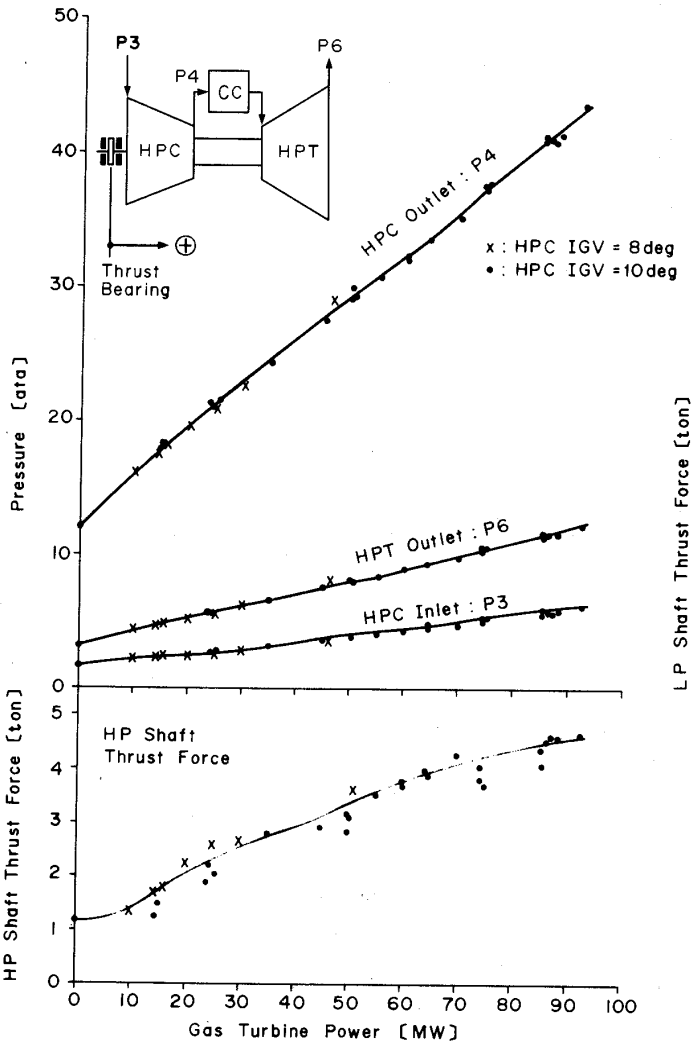


図11　高圧抽スラスト

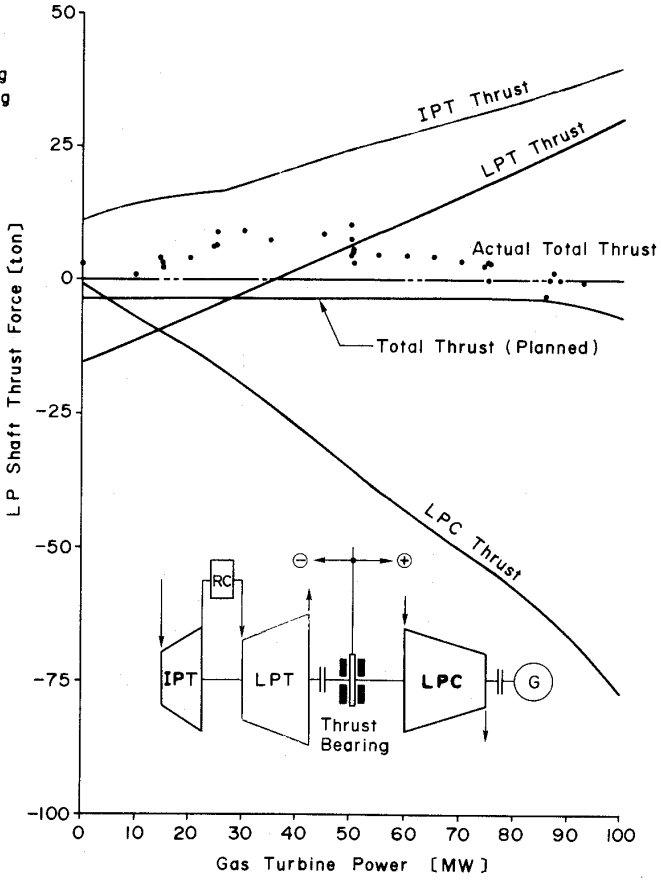


図12　低圧軸スラスト

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

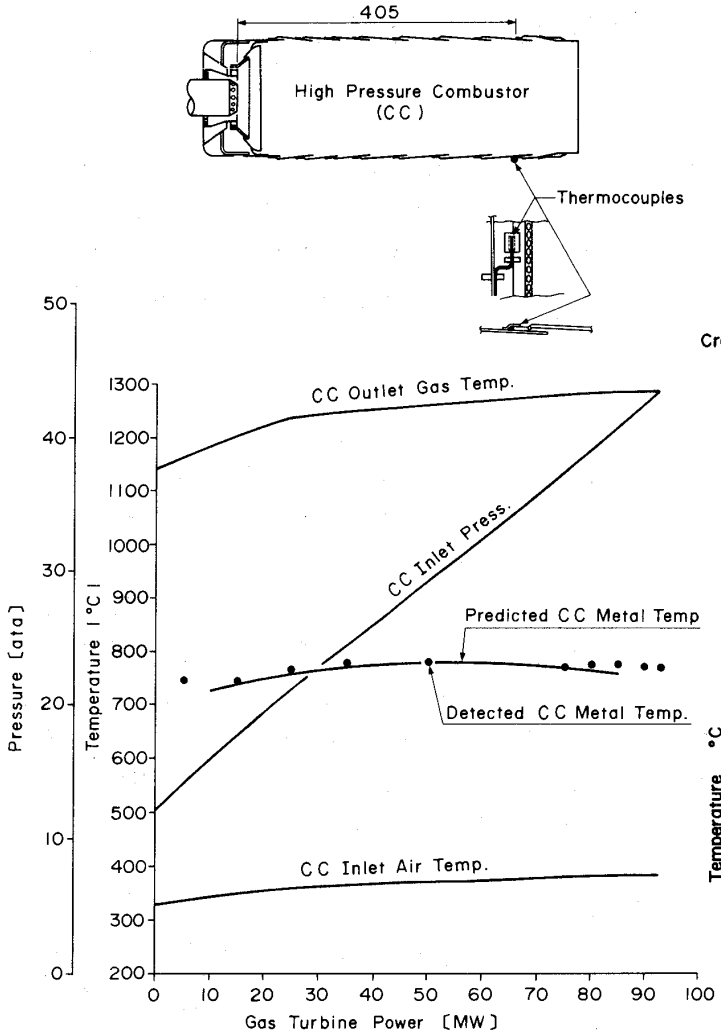


図 13 高圧燃焼器メタル温度

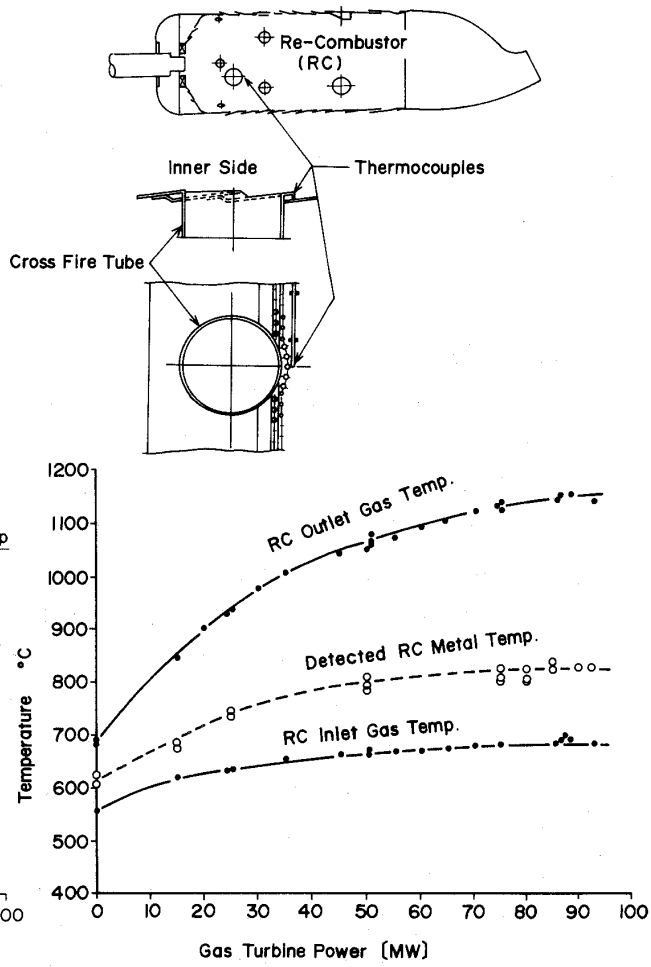


図 14 再熱燃焼器メタル温度

た。日本で初めて開発されたレヒートガスタービンの3年半にわたる負荷試験は，多くの改良により，数々の成果と知見，そして将来への改良の夢を残した。と同時に，沢山の優秀なガスタービンの技術者を育ててきた。本プロジェクトの成果については，関係者の評価を得て，将来に引き継ぎたいと思う。関係各位から得られたご協力に対し深甚なる感謝の意を表します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

8. プロトタイププラント用レヒートガスタービン

高効率ガスタービン技術研究組合 荒井正志
高効率ガスタービン技術研究組合 内田和男
高効率ガスタービン技術研究組合 手島清美
高効率ガスタービン技術研究組合 古閑昭紀

1. 開発概要

通商産業省工業技術院が，推進する「ムーンライト計画高効率ガスタービンの開発」は，二段階の開発目標がある。パイロットプラントのレヒートガスタービン（AGTJ-100A）は，その中間目標であり，複合発電効率50％（LHV基準）以上を目標とし，東京電力㈱袖ヶ浦火力発電所で実施された現地試運転で所期の目標を達成して，本年7月にその試験を終了した[1]。一方，プロトタイププラント用レヒートガスタービン（AGTJ-100B）は，本プロジェクトの最終目標であり，複合発電効率55％以上を目標としている[2]。

AGTJ-100Bの開発は，昭和53年度の新耐熱超合金の開発等を手始めに開始された。複合発電効率55％を達成するために，高圧タービン（HPT）入口温度は，AGTJ-100Aより100℃高め，1400℃とし，サイクル全体の改善を図ると同時に，低圧タービン（LPT）入口温度も，1171℃から1200℃に高め，ガスタービン出口温度を659℃（AGTJ-100Aでは607℃）まで上昇させ，ボトミングサイクルの改善を考慮することとした。ハードウェアは，レヒートガスタービンを構成する要素の内最も高温となり高度な要素技術を課題とする高圧燃焼器および高圧タービンを新しく開発するものとし，その他の要素に関しては，マッチングの調整を行うため，中圧タービン（IPT）を変更する以外全てAGTJ-100Aと同じとすることにした。

さらに，1400℃のガスタービンをより現実的にするために，要素試験を実施して高温技術に関する課題をステップバイステップで克服して行くこととした。図1は，HPT開発のブレークスルーとなる技術課題およびそれらに対応して計画された要素研究を示す。また，図2にAGTJ-100Bに関

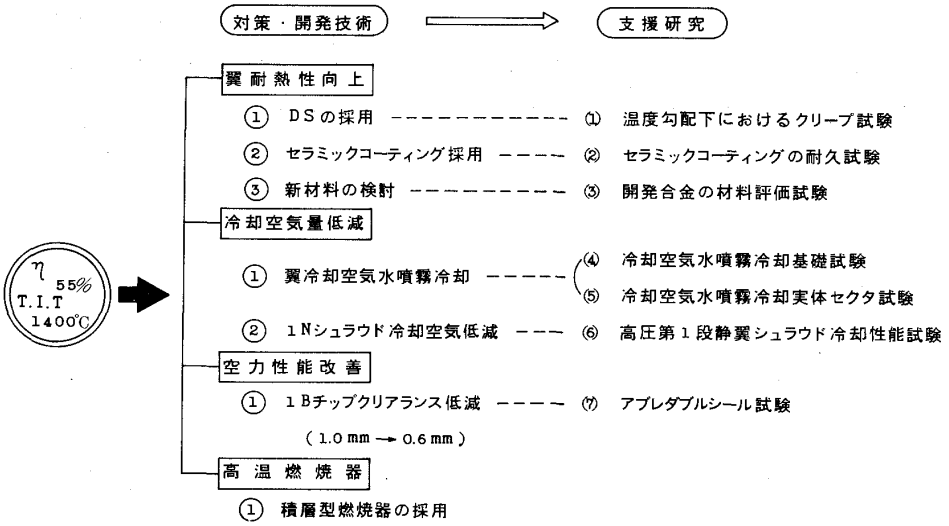


図1 AGTJ-100Bの開発技術および要素研究

（昭和62年10月19日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

する研究開発スケジュールを示す。現在，高圧タービン翼の設計製作および個々の要素試験が終了し，かなりの成果を得ることができた。後は，第三次高温高速タービン回転試験（HTDU）により，HPTの総合的な試験を実施するのみである。本 AGTJ-100B の研究開発は，この第三次HTDU試験の結果より，プロトタイププラントの評価を行って終了することになっている。

2. 基本設計

2.1 複合発電効率の検討

まず，目標効率を満足するための基本条件として，タービン入口温度を HPT，1400℃および LPT，1200℃と前述の様に設定した。特にHPTに関しては，最も厳しい条件となり，しかも目標性能を満足するには極力冷却空気を減らさなければならないという互いに逆行する課題がある。そこで，レヒートガスタービンのサイクルの検討は，高圧圧縮機（HPC）吐出状態に水噴霧することにより冷却空気温度を前もって下げる（プレクーリング）こと，さらに冷却翼表面は全て，セラミックコーティングにより遮熱することを織り込んで，AGTJ-100A と同じレベルのメタル温度を保ちつつ検討された。図3はそのレヒートガスタービンのサイクル図を示す。

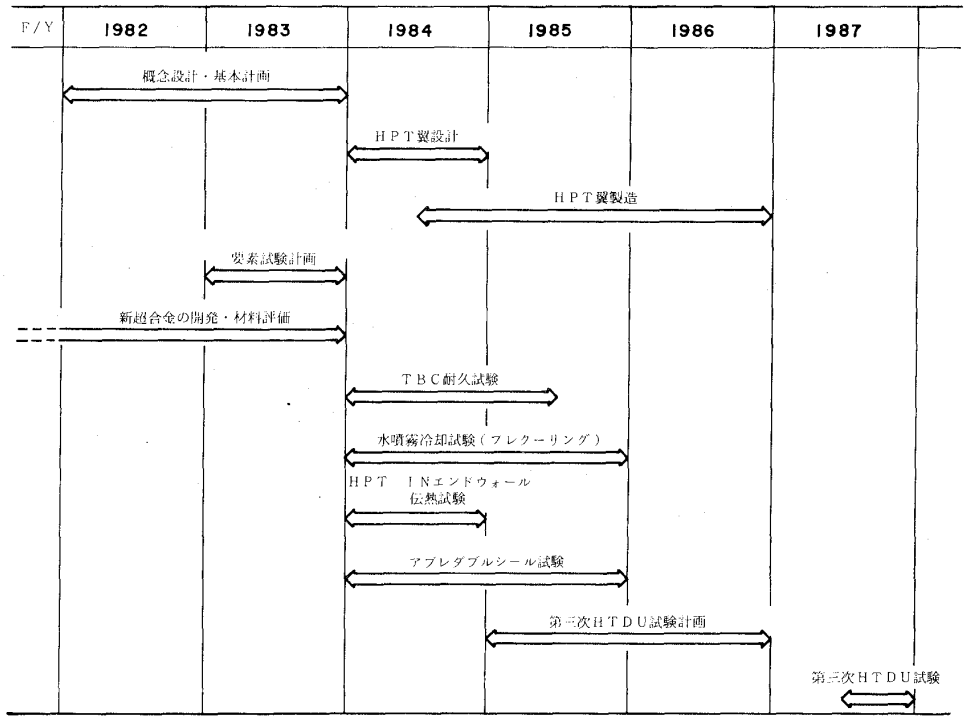


図2 AGTJ-100B の開発スケジュール

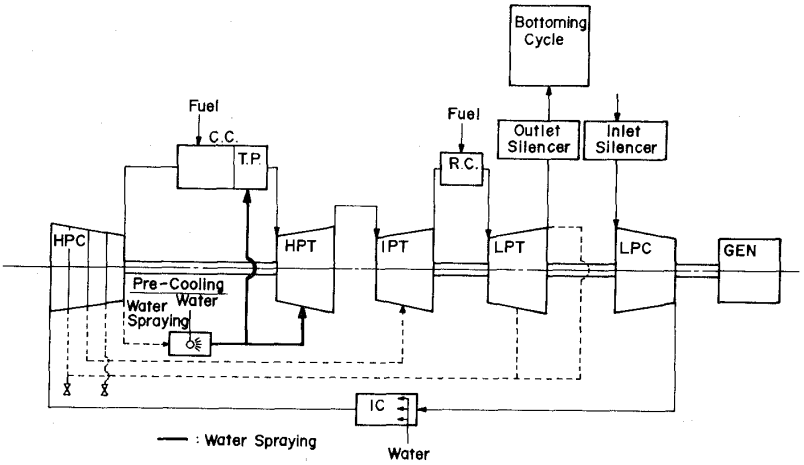


図3 AGTJ-100B のサイクル図

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

プレクーリング温度は，予備的なケーススタディにより，380℃が最適であることが決定された。また，セラミックコーティングの遮熱効果についても伝熱解析により検討された。図4にその結果を示す。

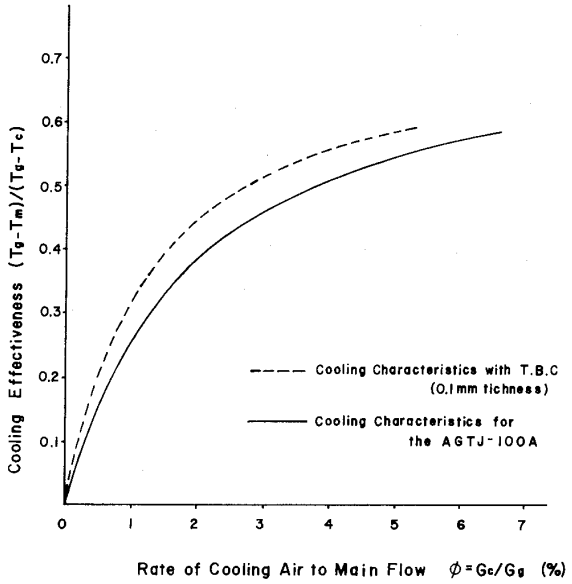


図4　TBC翼の冷却特性

これらの予備検討に基づいて，コンバインド性能の検討を行った結果を図5に示す。この図よりプレクーリングとセラミックコーティングを併用した場合目標性能を上回ることが明らかになった。

次に，これらのケーススタディに基づいて，設計点の設定を行った。図6に示す⊗印が設計点を表わす。この設計点は，AGTJ-100Aのハードウェアを出来る限り転用するという思想に基づいて，次のような条件に従って選定された。

(a) 複合発電効率は，55.1％以上とする。

(b) HPCのサージ余裕はAGTJ-100Aの½以上とする。

(c) 再熱燃焼器（再燃器，RC）入口温度は790℃以下とする。

また，表1に設計要目を示す。

2.2 高圧タービン翼の設計

HPT翼は，現地試運転等種々の要素試験により実証されたAGTJ-100Aの設計概念を踏襲し，二段構成とし比較的穏やかな段負荷と翼周速を採用し，平均径での反動度も50％と比較的高くした[3]。また低アスペクト比タービン特有のチップクリアランス損失を減らすため，新開発のアブレ

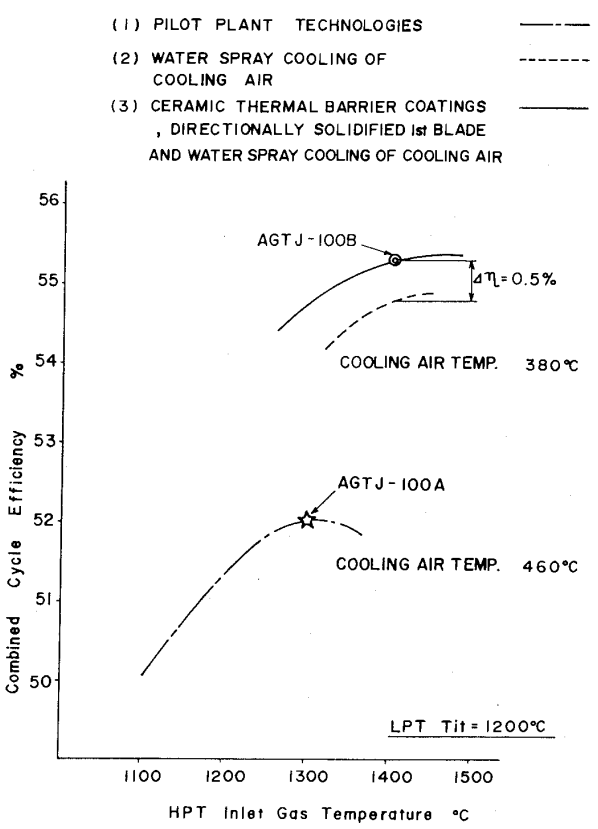


図5　AGTJ-100Bのコンバインド性能の検討

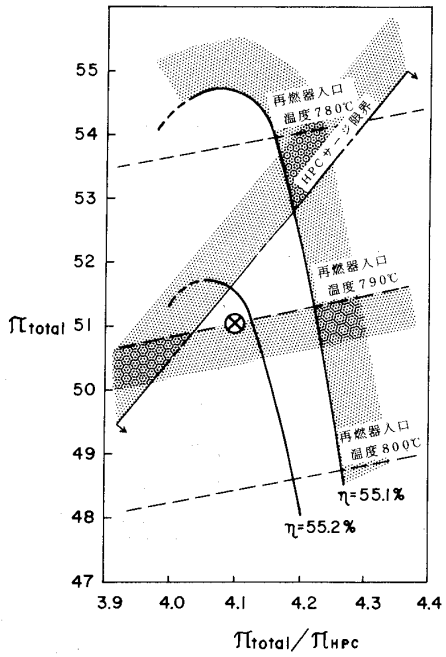


図6　AGTJ-100Bの設計条件の検討

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

ダブルシールを第一段動翼ケーシングに採用し，チップクリアランスを AGTJ-100A の 1 mm を 0.6mm まで減少させた。軸対称流れ解析により決定された速度三角形を図 7 に示す。

冷却構造は，AGTJ-100A で第一段動静翼に採用されたフィルム冷却はやめ，全面セラミックコーティングを施工することとした。また内面の冷却は，インサートタイプとリターンフロータイプの二種類に分類され，インサートタイプは，第一段静翼，動翼A形および第二段静翼，リターンフロータイプは，第一段動翼B形と第二段動翼である。この中で第一段動翼は二種類製作され試験されることになっている。特に，リターンフロー方式のB形翼は，本プロジェクト当初より研究されたアドバーンス翼と航空宇宙技術研究所（N-AL）にて考案されたピンフィン翼の方式を併用して内面冷却の最適化を図ったものであり，その冷却構造を図 8 に示す。

冷却設計の結果冷却空気流量は，AGTJ-100A の 70％まで減少させることができた。

表 1　AGTJ-100B の設計要目

項　　目	仕　様
ガスタービン出力	12100kW
複合発電効率	0.552
低圧圧縮機圧力比	4.17
高圧圧縮機圧力比	12.55
燃焼器出口温度／再熱燃焼器出口温度	1400℃／1200℃
空気流量	195.2kg/s
排気温度	659℃
低圧圧縮機断熱効率	0.888
高圧圧縮機断熱効率	0.875
高圧タービン断熱効率	0.914
中圧タービン断熱効率	0.843
低圧タービン断熱効率	0.911

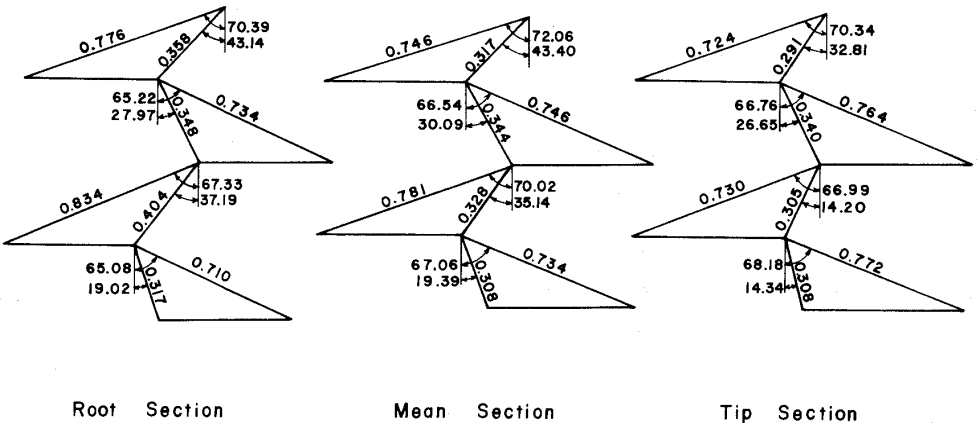


図 7　AGTJ-100B HPT の速度三角形

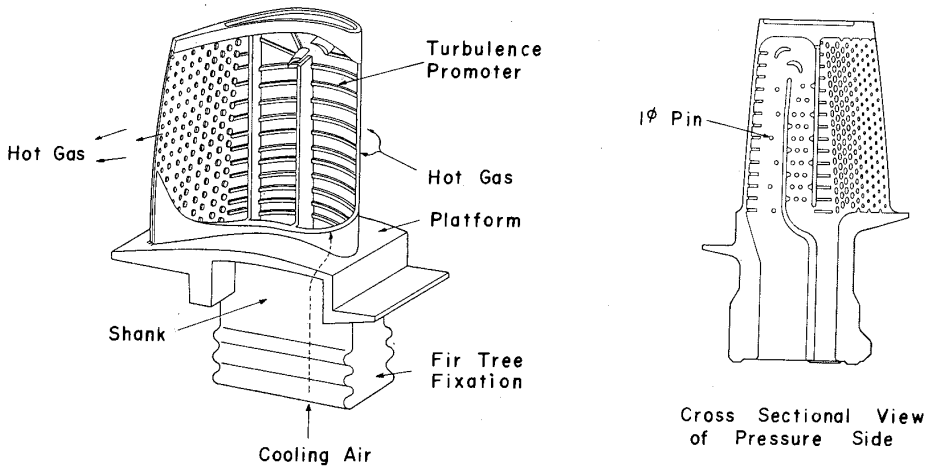


図 8　HPT 1B B 形翼の冷却構造

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

HPT翼の材料のうち，第一段動翼には，一方向凝固材 TMD-5DS および第二段静翼には TM-269という新開発のNi基合金が採用され，その耐熱性を高めている。これらの新合金は，本プロジェクトのために金属材料技術研究所にて開発されたものである。

3. 要素試験

3.1 翼列試験

新設計された全てのHPT翼の冷却特性を確認するため，セラミックコーティングを施工していない状態の実機翼を供試翼として，セクタモデルによる翼列試験が実施され，ほぼ，設計意図通りの特性を有していることが確認された。その一例としてHPT1Bリターンフロータイプの試験装置および結果を図9と図10にそれぞれ示す。

3.2 水噴霧冷却試験（プレクーリング）

AGTJ-100Aでは，HPT用冷却空気はHPC吐出空気を直接導いたが，AGTJ-100Bでは，冷却空気を節減するため水噴霧によりプレクーリングする。実機でのプレクーリングシステムは，図11に示す様な構造を計画している。HPCより吐出された空気（460℃）は燃焼器車室内に入り，大部分は燃焼器内筒内に導かれ，残りは燃焼器の間に置かれた10個の水噴霧筒に導かれて水噴霧冷却される。プレクーリングされた空気は，車室内の隔壁によりシールされ分離されており，燃焼器尾筒及びHPT翼に供給される。このため本噴霧筒内での圧力損失は主流のホットガスの逆流を防ぐため小さくする必要がある。

本システムは，ガスタービン内に置かれるという新概念であるため，二段階にわたって設計支援のための要素試験が行われた。第一段階は，水噴霧筒単体の蒸発特性を調べるために数種類の供試体により実施され，設計条件を満足する水噴霧筒を確立することができた。図12にその断面を示す。第二段階では，燃焼器車室内の流れへの適合性を確認するため，その流れを模擬した燃焼器一筒分のセクタモデルにより試験を行った。その試験装置を図13に，試験結果を図14に示す。この結果より，目標プレクーリング温度380℃は，ドレン発生することなく達成されることが確認でき

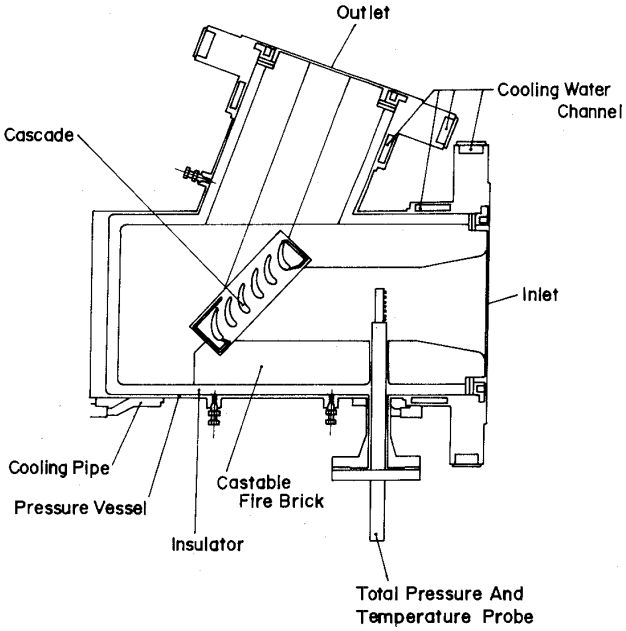


図9 HPT 1B-B翼列試験装置

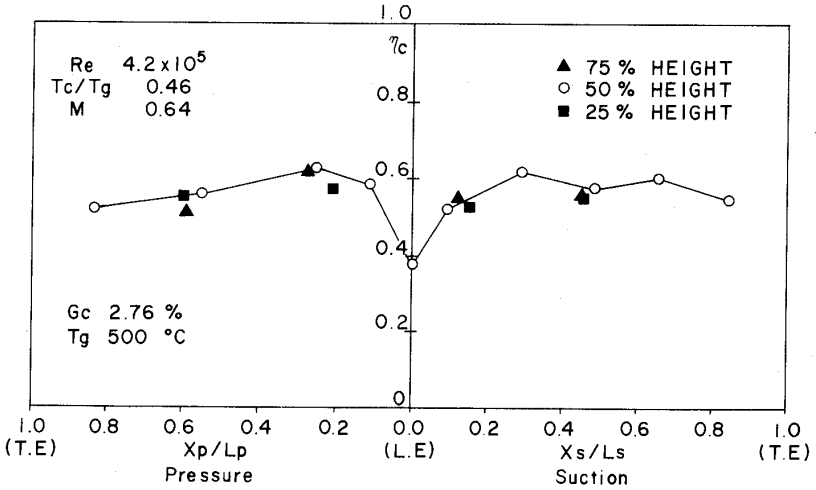


図10 HPT 1B-Bの冷却試験結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

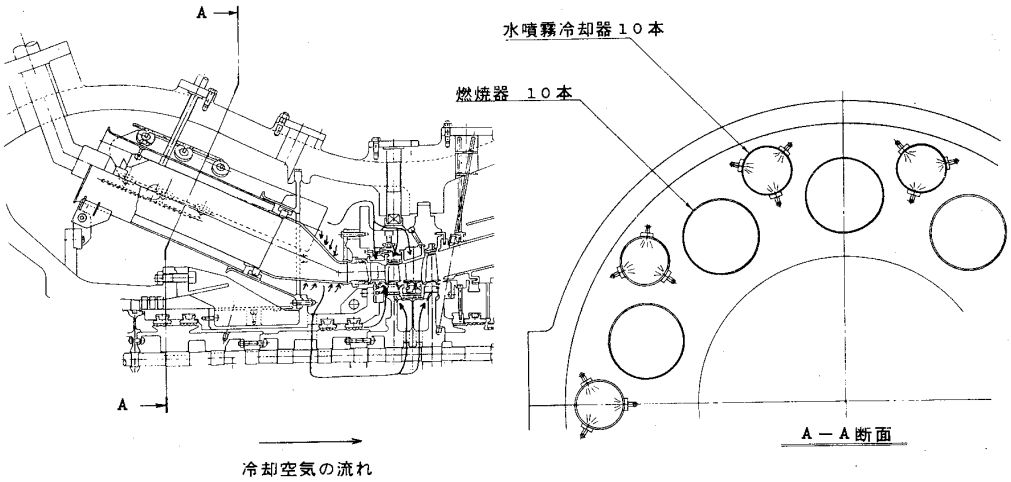


図11 水噴霧冷却の検討

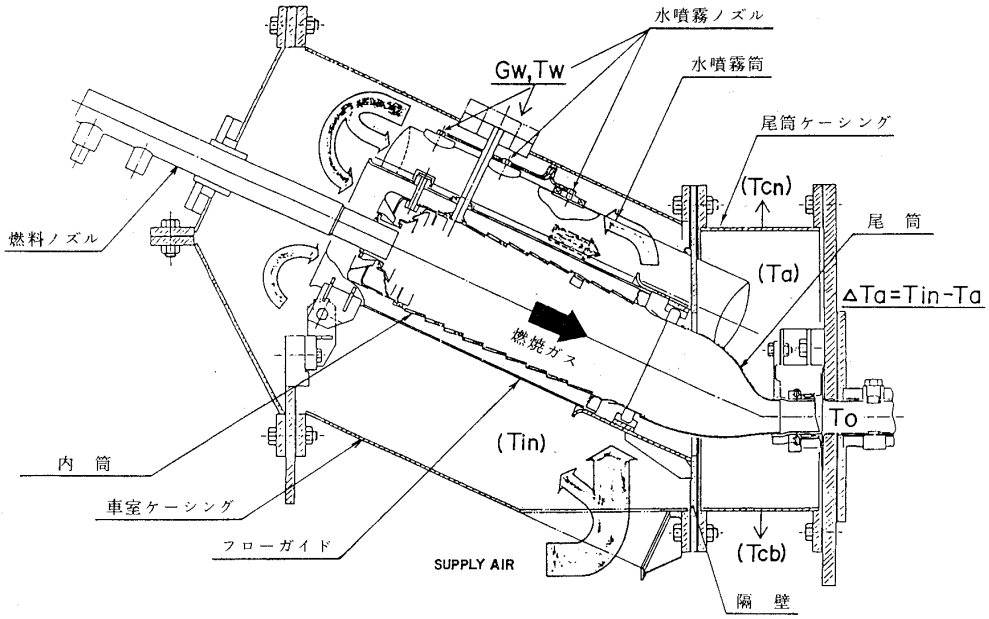


図13 水噴霧セクタモデル試験装置断面

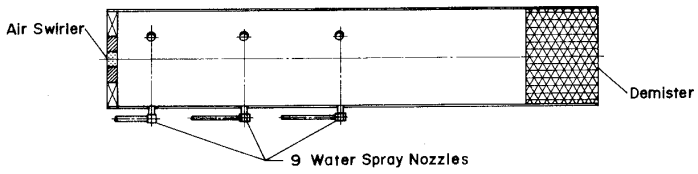


図12 プレクーリング用水噴霧筒

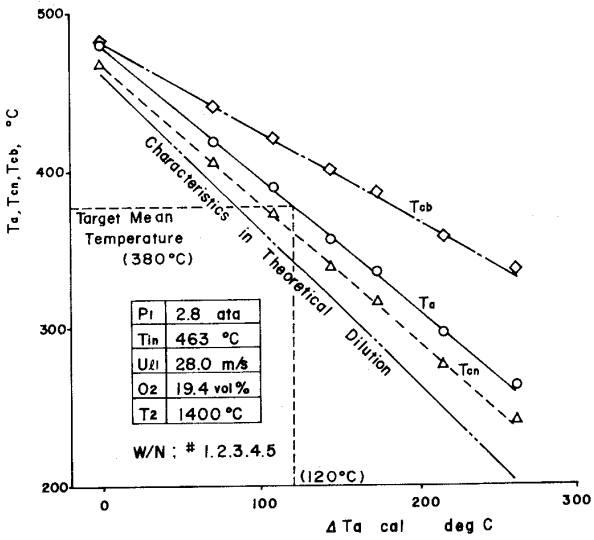


図14 水噴霧冷却セクタモデル試験結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

たが，隔壁からの洩れ，尾筒より熱伝達等により，動翼に供給する空気の方が静翼へ供給するものより約60℃高くなることが判明した。これは，動静翼の空気配分を調整する必要があることを示唆している。また本試験では，尾筒壁温の測定もしており，その冷却効果が確認された。

3.3 セラミック遮熱コーティング（TBC）

AGTJ-100B 高圧タービン翼にセラミック遮熱コーティングを採用するために，以下に述べる一連の信頼性確認試験を行なった[4]。

① 円筒試験片による熱サイクル試験

AGTJ-100BHPT 翼の冷却設計基準を得ること等を目的として冷却翼を模した円筒状試験片により赤外線加熱炉中で熱サイクル試験を行なった。

試験片は直径25mmの耐熱合金TM-321基材に結合層0.05〜0.1mmを介して部分安定化ジルコニアセラミック0.3mmを溶射したもので，冷却翼の使用状態を模擬するために内側を空冷している。

結合層の材質・溶射方法による耐久製の相違を見るため2種類の施行法を採用している。表2は各材質および施行法を示す。

試験の結果，結合層表面温度がセラミック層の耐久性に重要な影響を及ぼすことが判った。表3

表2 TBC：溶射材質および溶射方法

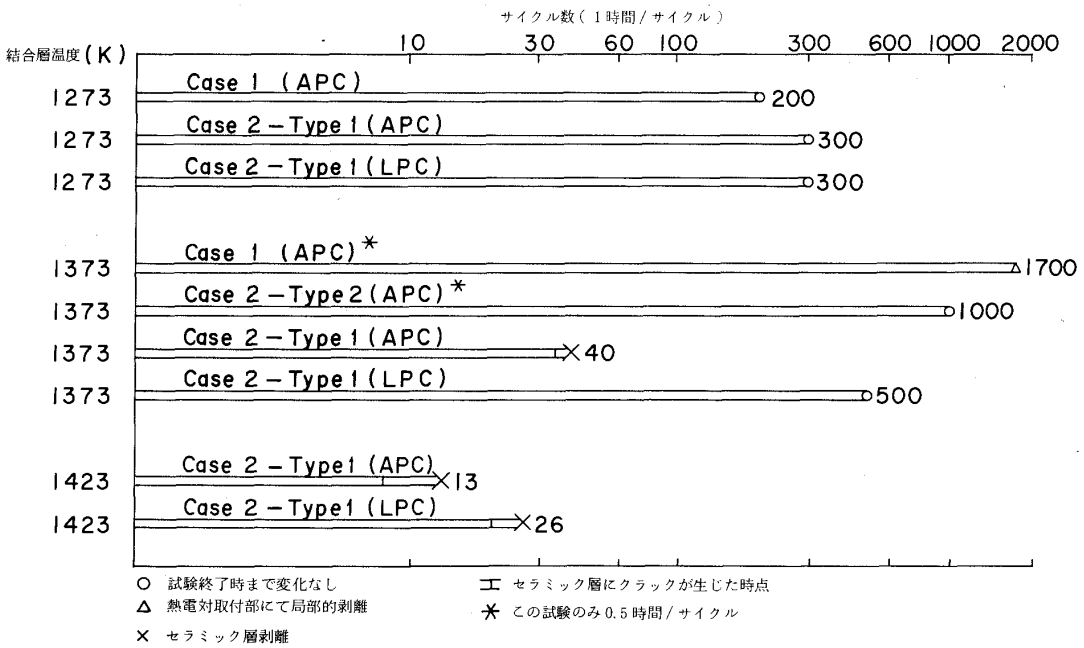
(CASE 1)

	溶射材質	溶射方法
セラミック層	8％Y_2O_3−ZrO_2	大気圧溶射
結合層	23.8％Co−16.7％Cr−13％Al −0.65％Y−Ni (BALANCE)	減圧溶射

(CASE 2)

	溶射材質	溶射方法
セラミック層	8％Y_2O_3−ZrO_2	大気圧溶射
結合層	32％Ni−21％Cr−8％Al −0.5％Y−Co (BALANCE)	減圧溶射

表3 円筒試験片による T. B. C 耐久性試験



Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

に要約したデータが示すように，結合層表面温度を1000℃以下に管理すればセラミック層の割れ・剥離は生じない。この結果をもとにAGTJ-100B HPT翼のメタル表面温度の許容値は980℃に設定されている。

② HTDUによる回転試験

実翼を用いたエンジン試験として第二次HTDU（高温高速タービン回転試験装置）において，パイロット機高圧タービン第一段静翼にTBCを施行して耐久性および遮熱性能の試験を行なった[5]。パイロット機高圧タービン第一段動静翼はフィルム冷却翼であるためフィルム孔領域をマスキングした後TBCを施行している。HTDUはタービン入口ガス温度1300℃と高温であるが圧力は9 ata以下で設計値の6分の1と低く，また1300℃での累積運転時間も約2時間と短かいため耐久試験としては不十分だが回転試験としての意義は高い。

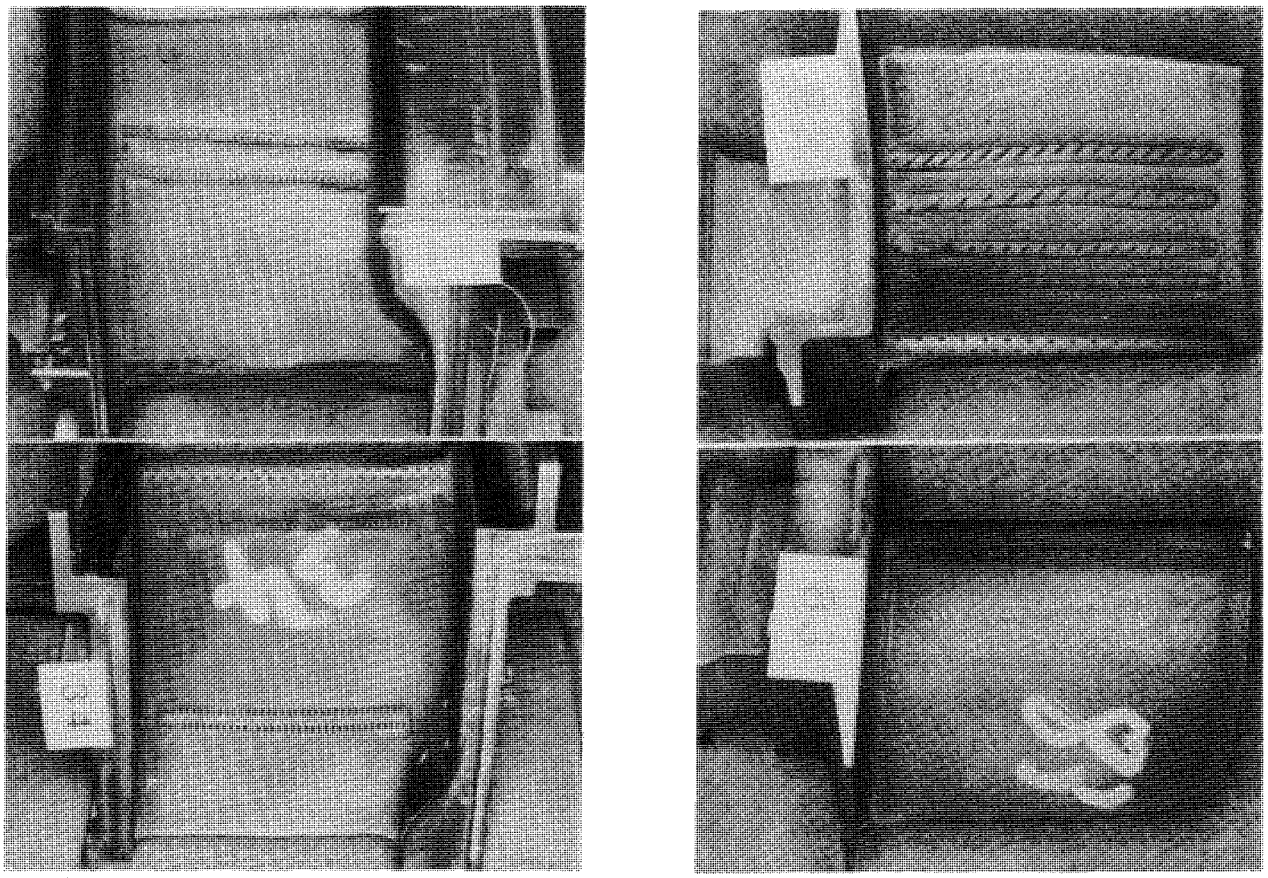
試験後の検査では熱衝撃あるいは高温保持によるセラミック層の剥離は認められず，またセラミック表面の粗度も試験前後で実質的に変らないことが確認された。図15は試験後の第一段動静翼を示す。

遮熱性能に関しては，第一段動翼においてTBCを施行していない翼と0.4mm厚のTBCを施行した翼とでメタル表面温度に40〜60℃の差が見られた。この差はガス温度が高い程大きくなっており，熱負荷の高い実機では相当の温度勾配が生じることが予想される。図16は第一段動翼におけるメタル温度の比較を示している。

③ パイロット機による実機装着試験

パイロット機の現地試運転に際して，高・低圧タービン翼の一部にTBCを施行して長時間の実機装着試験を行なった。

昭和61年7〜8月に行なわれた第三次現地試験では高圧タービン入口温度1200〜1250℃で累



1段静翼（IN939精鋳）　　1段動翼（MAR−M247精鋳）

図15 第2次HTDU試験後のTBC翼の外観
（セラミック層 $ZrO_2-8Y_2O_3$
結合層 Ni−23.8Co−16.7Cr−13Al−0.65Y）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

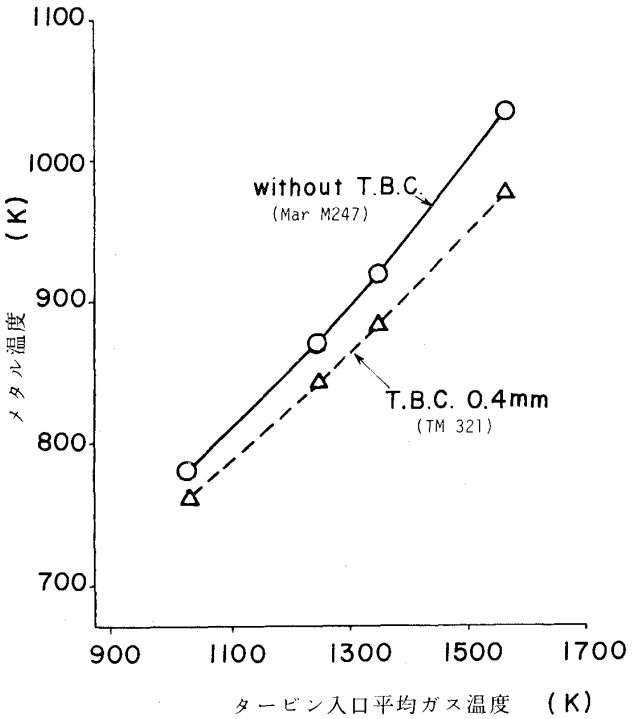


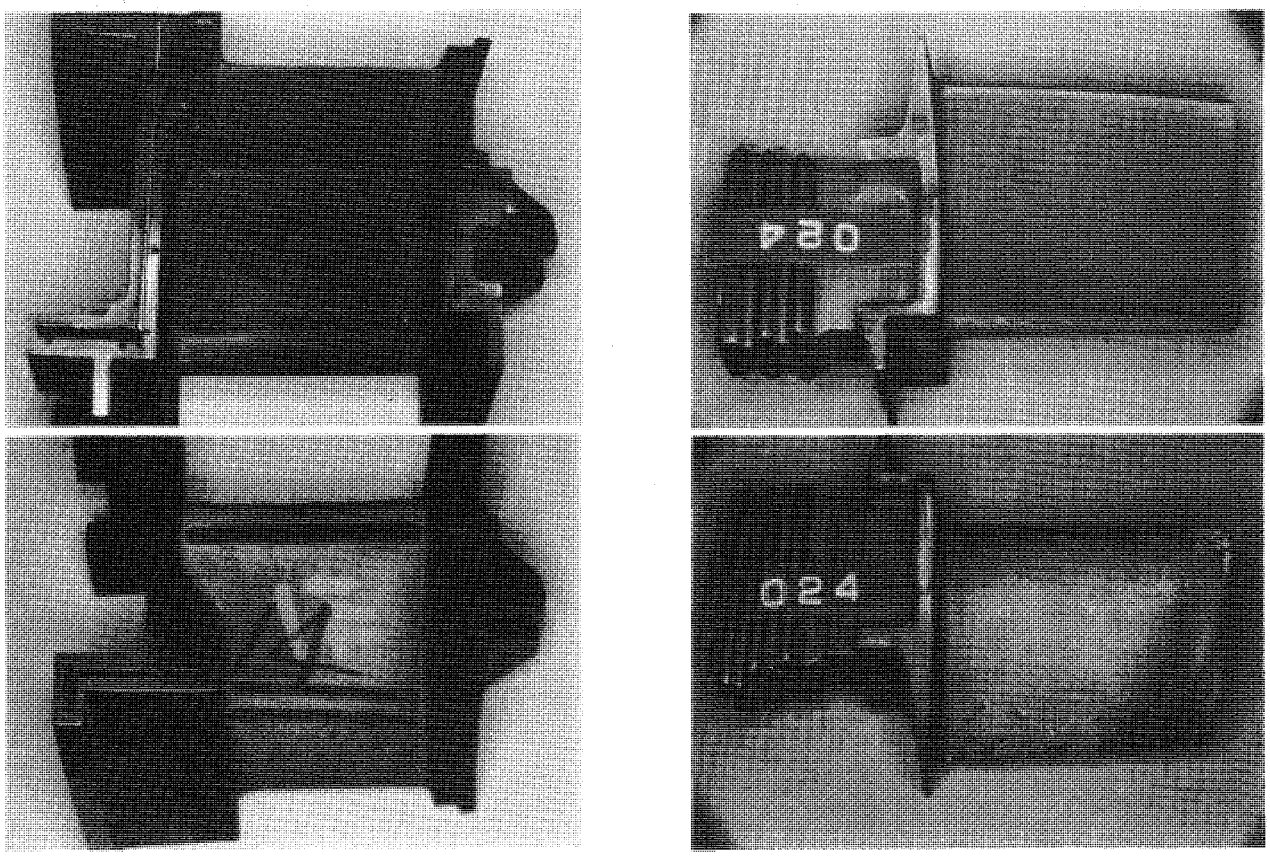
図16　第2次HTDU 1段動翼における TBCの遮熱性能

積約56時間運転された。圧力はHTDUに比べて遥かに高く，最大29ataに達している。運転後の解放検査において異物の衝突と見られる若干の剝離が観察されたが，大きな剝離およびそれらの進行は認められず，全体としては健全であることが確認された。図17は試験後の高圧タービン第一段動静翼である。

更に，昭和62年2～7月に亘って行われた第四次試験では，高圧タービンはガス温度1300℃，圧力43ataに迄達するとともに累積運転時間は連続100時間を含め，約400時間に達した。試験後の詳細検査は現在実施中であるが，目視検査では異物の衝突によると思われる局所的な剝離を除き健全性が確認されている。

④　プロトタイプ機高圧タービン翼によるセクターモデル試験

TBC翼におけるセラミック層の剝離のメカニズムを把握することを目的として，AGTJ-100B高圧タービン第一段動静翼および燃焼器1缶で構



1段静翼（IN939精鋳）　　1段動翼（MAR−M247精鋳）

図17　パイロット機　Phase 3 現地試験後のTBC翼の外観

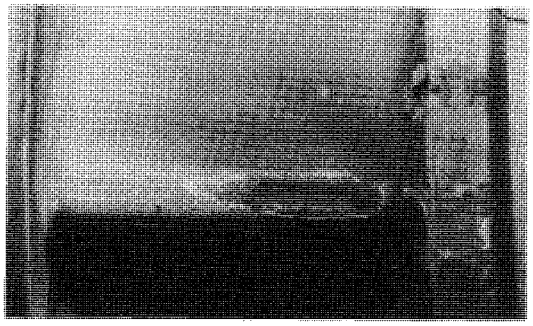
（セラミック層　$ZrO_2-8Y_2O_3$
結　合　層　Ni−23.8Co−16.7Cr−13Al−0.65Y）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

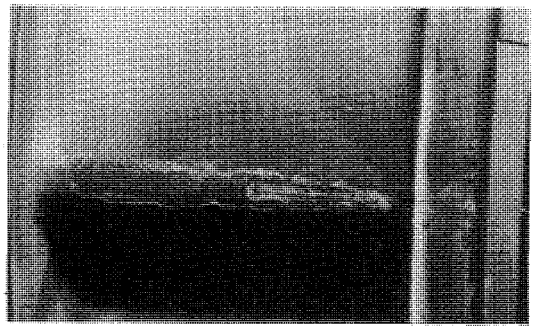
成されるセクターモデルにより熱サイクル試験を行った。

剝離状況を観察するのが主目的であるため，第一段静翼入口のガス温度は最高1500℃，結合層温度は最高1100℃とし，何れもAGTJ-100B高圧タービンの設計条件により100℃厳しい環境下で試験を行うとともに，翼メタル温度の監視，ファイバースコープによる短サイクル毎のセラミック表面の観察を実施した。

試験開始後，極めて短サイクルのうちに動静翼ともにセラミック表面にクラックが生じ，60サイクルまでに殆んどの翼でセラミック層の剝離が起った。剝離は何れも前縁部に集中しており，測温用熱電対の取付部分の損傷が大きかった。しかしながら，その後200サイクルまでの間の剝離の進行は予想に比べて極めて遅く，しかも範囲が限定されており，今後のTBCの使用方法について新しい示唆が与えられた。図18は試験後の第一段静翼の前縁付近を示す。



200×0.5 hr サイクル後の前縁部
（セラミック層　$ZrO_2-8Y_2O_3$
結　合　層　Ni-23.8Co-16.7Cr-13Aℓ-0.65Y）



100×0.5 hr サイクル後の前縁部
（セラミック層　$ZrO_2-8Y_2O_3$
結合層（減圧溶射）　Co-32Ni-21Cr-8Aℓ-0.5Y）

図18　プロトタイプ機HPT翼セクターモデル試験後の1段静翼（MAR-M247精鋳）の外観

また，熱電対の埋込み方法については従来採用されているろう付けでは結合層の劣化を生ずるため，結合層と同種の材質による溶射で行う必要があることが判明した。

⑤　第三次HTDUによる回転試験

第三次HTDUはAGTJ-100B高圧タービン翼の高温高速タービン回転試験であり，全てTBCを施行された冷却翼で構成されている。

第三次HTDUでは前節で述べたセクターモデル試験の結果を活かし，TBCの施行厚さ・熱電対の取付位置などに工夫を加えた改良翼を当初スペック翼と半分づつ組み込んで耐久性の比較を行うこととしている。

第三次HTDUは昭和62年後半に試験が開始され，現在試験の準備を進めているところである。

3.4　その他の要素試験

その他，AGTJ-100BのHPT開発のため実施された要素試験について簡単にふれる。

高温ガスタービンの開発において，タービン翼材料は優れた高温強度を有することが必要不可欠であるが，本プロジェクトでも開発当初より金属材料技術研究所にて新Ni基合金の研究がなされ，各種の材料評価と第二次HTDU試験の一部供試翼への適用を経て，AGTJ-100BのHPT翼に採用することになった[6]。特に第一段動翼に一方向凝固材TMD-5DSを採用し，耐熱性を強化している。図19に従来のMar-M247とTMD-5の特性を示す。

HPT翼での冷却空気量を減らすために，翼有

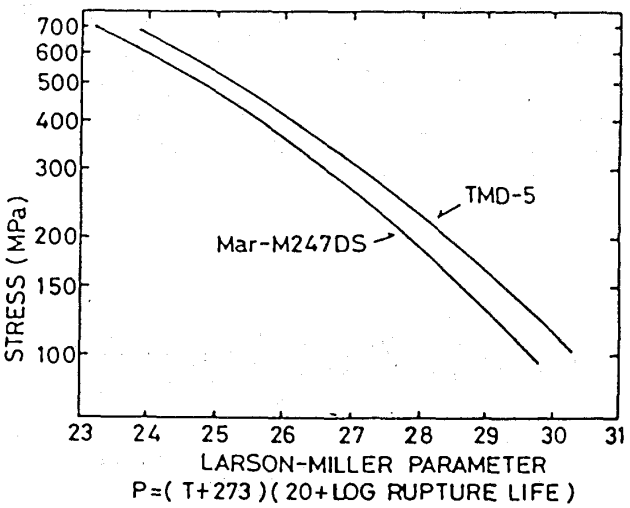


図19　新材料（TMD-5DS）の強度

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

効部のみならず，静翼シュラウドでの量を減らす検討がなされた。特に第一段静翼のシュラウドはAGTJ-100Aの場合フィルム冷却が使われ，多量の冷却空気が使われていた。今回この部分に翼面と同様に，セラミックコーティングを施工してフィルム冷却をやめることが検討された。この検討のためには，シュラウド面での熱伝達特性を正確に知ることが必要であるが，その形状はセカンダリーロスを減らす様な工夫がなされ複雑になっており，正確に予測することは難しい。そこで，静翼のエンドウォールでの伝熱特性を調査するための環状翼列試験が実施され，詳細なデータを得ることができた[7]。本試験結果はシュラウド冷却設計に反映された。

空力性能を改善するために，第一段動翼チップクリアランスをAGTJ-100Aより0.4mm減少させた。このためケーシング側に優れたラビング特性を有するアブレダブルシールを採用することとなった。新しいアブレダブルシールを開発するため，種々の候補材により試験を繰り返し優れた特性を持つものが選定された。最終的に選定されたものは，Niろうを含浸させたフェルトメタルで，表面はメタル融着を防止するために，セラミックコーティングが施されている。

さらに，1400℃用の燃焼器として，新しい製造法による積層燃焼器が開発され，繰り返しテストがなされ，その優れた冷却特性が示された[8]。本燃焼器は図20に示す様に，二枚のHA188材を同じ材質のピンによりHIP拡散接合し，インピンジメント，ピンフィンおよびフィルム冷却を組み合わせた冷却構造を従来の板金構造より簡易に形成している。図21は本燃焼器と従来型の燃焼器の壁温の比較を示す。

4. 第三次HTDU試験

第三次HTDU（High Temperature Turbine Developing Unit）試験は，複合発電効率55％を目標とするプロトタイププラント用レヒートガスタービンの開発の最終ステップであり，プロトタイププラント評価のための最も重要なプロセスである。本試験はAGTJ-100Bを構成する要素の内最も高温となり高度な要素技術を課題とする高圧燃焼器および高圧タービンの評価を行うものである。試験は本年後半より開始される予定であり，本稿では試験の概要を述べるに留めたい。

試験の目的は大きく分けて次の二点に集約される。

(a) AGTJ-100Bの個々の要素試験を経た開発技術の総括的な性能評価

(b) 将来のコンバインドプラントへの応用のための蒸気に関する基礎試験

また，評価されるべき個々の具体的な技術項目は

(a) プロトタイププラント用新設計高圧タービン翼

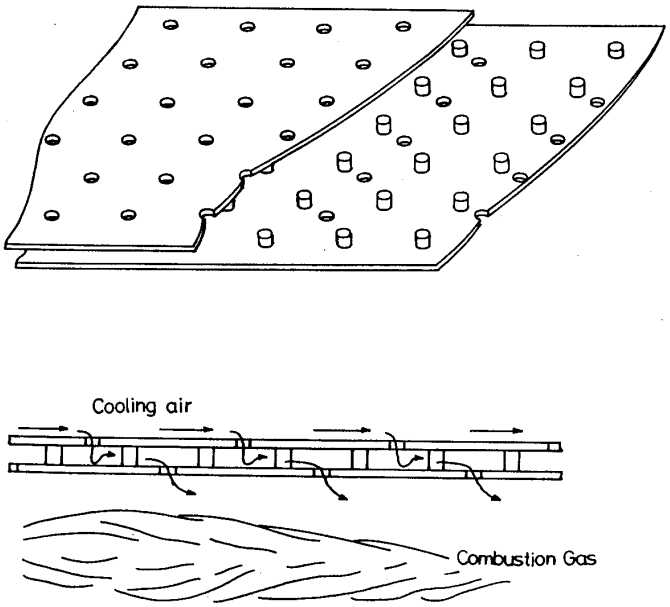


図20 積層燃焼器の構造

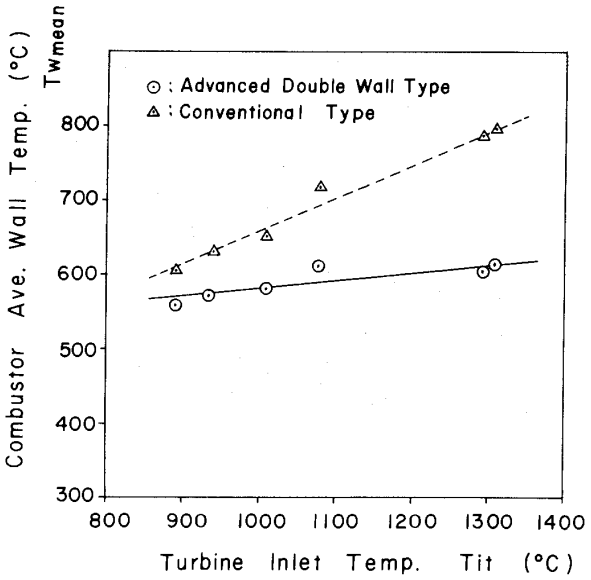


図21 積層燃焼器と従来型燃焼器の壁温の比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/

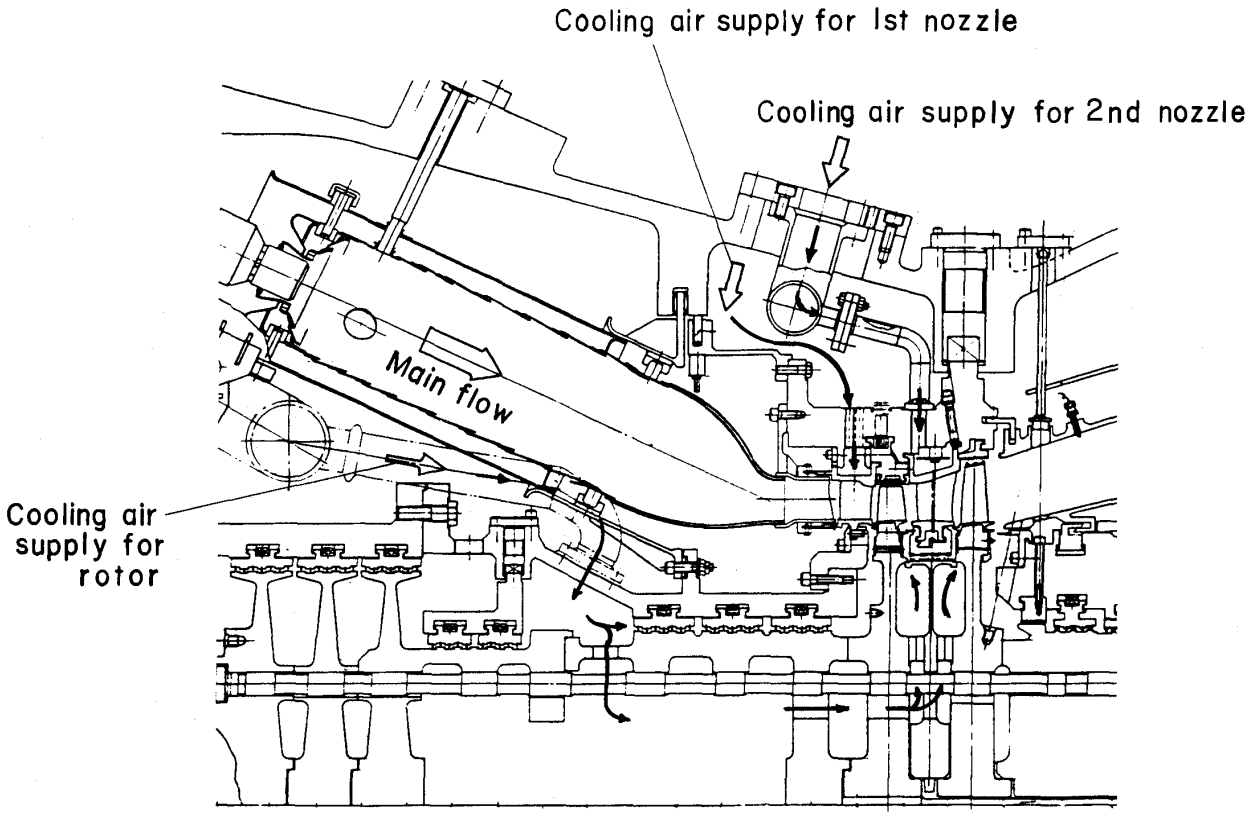


図22 HTDU 主要部断面

(I) 空力性能
(II) 冷却性能（含第一段動翼冷却方式の差）
(b) サーマルバリアコーティングの評価
(c) 新材料（TMD-5DS，TM-269）の評価
(d) アブレダブルシールの評価
(e) 蒸気冷却
(f) 蒸気混入サイクルの評価
(g) 積層燃焼器の評価

である。

試験装置の断面を図22に示す。蒸気に関する試験を行う場合，空気源圧縮機から装置本体への配管途中で蒸気混入ができる様に工夫されている。試験は最高入口温度 1400 ℃，最高入口圧力 9 ata，冷却空気温度 350 ℃および最高実回転数 8500 rpm で実施される。また，計測の充実を図るため，次の様な特殊計測装置も装備されている。

(a) チップクリアランス計測装置……第一段動翼
(b) 赤外線カメラ（パイロメータ）……第一段動翼表面温度
(e) アキュファイバー温度計測システム……タービン入口温度

あとがき

プロトタイププラント用レヒートガスタービンの開発は，本年度後半に実施される第三次 HTDU 試験を残すのみとなった。今後第三次 HTDU試験を中心にパイロットプラント試運転を含む要素試験の成果を反映させ，プロトタイププラントの総合評価を実施し，本プロジェクトは昭和 63 年 3 月に完了することになっている。

プロトタイププラントは，パイロットプラントの様に実機による試運転は実施しないが，開発の過程で取りあげられた高温技術は今後のガスタービン分野での重要なマイルストーンとなるものと確信する。

参考文献

(1) Sugiyama, A., ほか 4 名，“Development of AGTJ-100A Reheat Gas Turbine”, 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress
(2) Arai, M., ほか 3 名，“Research and Development on the HPT of the AGTJ-100B”, ASME 87-GT-263, 1987

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

(3) Arai, M., ほか3名, "Results from High Temperature Test on the HPT of the AGTJ-100A", ASME 84-GT-235, 1984
(4) Uchida, K., ほか3名, "Application of Ceramic Coating Turbine Blades of the AGTJ-100B", ASME 87-GT-190, 1987
(5) Aoki, S., ほか3名, "Results from the Phase Ⅱ Test Using High Temperature Developing Unit (HTDU)", ASME 87-GT-254, 1987
(6) Yamazaki, H., "Nickel-base Superalloys Developed for Adavanced Gas Turbine in "MoonTight" NationalProject", 83-Tokyo-IG-TC-98, 1983
(7) Yamao, H., ほか3名, "An Experimental Study for Endwall Design of Turbine Vanes", 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress
(8) Mori, K., ほか3名, "Research on High Temperature Combustor for Advanced Gas Turbine", ASME 86-GT-281, 1986

9. 高温脱硝装置の研究開発

㈱日立製作所 川本広行
㈱日立製作所 大島亮一郎
茨城日立情報サービス㈱ 星野哲司
高効率ガスタービン技術研究組合 歌川正博
東京電力㈱ 初芝信次

1. まえがき

我国において，大規模なガスタービン発電システムを運用するためには，高効率化といった経済的な側面だけでなく，既存のボイラー蒸気タービン発電システムと同様，環境汚染に対する十分な防護が必要である。ムーンライト計画の一環として開発された高効率ガスタービンパイロットプラントもその例外ではなく，試験に当っては既存のボイラと同等の排ガス規制が求められた。この高効率ガスタービンは液化天然ガス（LNG）を燃料として用いるため，窒素酸化物（NOx）が実質上唯一の規制対象であった。ガスタービンのNOx対策には，一般に燃焼法の改善と排煙処理の二つの方法がある。前者は大規模な装置が不要でシステムを簡略化できる利点があるが，現状の技術では燃焼法の改善だけで厳しい排出規制値（15ppm以下，15％O_2ベース）を満足するのは困難である。他方の排煙処理は，ボイラで実績のある触媒脱硝法の応用によって，高い脱硝率が達成できる可能性があるが，既存の触媒は300℃～400℃付近で高い反応活性を示すものであり，排ガス温度が600℃と高い本計画のガスタービンには適用できない。また，ガスタービンの排ガスはボイラに比べて酸素濃度が高く，ガス量が多い等，脱硝にとって不利な条件も重なっている。

この様な問題を解決するために，500℃以上の高温で作用するアンモニア（NH_3）と過酸化水素（H_2O_2）による無触媒の気相還元脱硝法と，500～600℃の高温でも高い活性を有する触媒を用いた触媒脱硝法を組み合わせた新しい高温脱硝法を開発した[1)2)]。また今回，これをムーンライト計画の高効率ガスタービンパイロットプラントに適用し，ガスタービン用の高温脱硝として世界で初めて実規模での高い脱硝性能を実証することができた。本報告はこの高温脱硝装置の概要とその性能をまとめたものである。

2. 装置の概要

本装置の鳥観図を図1，システム構成を図2に

（昭和62年10月19日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

(3) Arai, M., ほか3名, "Results from High Temperature Test on the HPT of the AGTJ-100A", ASME 84-GT-235, 1984
(4) Uchida, K., ほか3名, "Application of Ceramic Coating Turbine Blades of the AGTJ-100B", ASME 87-GT-190, 1987
(5) Aoki, S., ほか3名, "Results from the Phase Ⅱ Test Using High Temperature Developing Unit (HTDU)", ASME 87-GT-254, 1987
(6) Yamazaki, H., "Nickel-base Superalloys Developed for Adavanced Gas Turbine in "MoonTight" NationalProject", 83-Tokyo-IG-TC-98, 1983
(7) Yamao, H., ほか3名, "An Experimental Study for Endwall Design of Turbine Vanes", 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress
(8) Mori, K., ほか3名, "Research on High Temperature Combustor for Advanced Gas Turbine", ASME 86-GT-281, 1986

9. 高温脱硝装置の研究開発

㈱日立製作所 川本広行
㈱日立製作所 大島亮一郎
茨城日立情報サービス㈱ 星野哲司
高効率ガスタービン技術研究組合 歌川正博
東京電力㈱ 初芝信次

1. まえがき

我国において，大規模なガスタービン発電システムを運用するためには，高効率化といった経済的な側面だけでなく，既存のボイラー蒸気タービン発電システムと同様，環境汚染に対する十分な防護が必要である。ムーンライト計画の一環として開発された高効率ガスタービンパイロットプラントもその例外ではなく，試験に当っては既存のボイラと同等の排ガス規制が求められた。この高効率ガスタービンは液化天然ガス（LNG）を燃料として用いるため，窒素酸化物（NOx）が実質上唯一の規制対象であった。ガスタービンのNOx対策には，一般に燃焼法の改善と排煙処理の二つの方法がある。前者は大規模な装置が不要でシステムを簡略化できる利点があるが，現状の技術では燃焼法の改善だけで厳しい排出規制値（15ppm以下，15％O_2ベース）を満足するのは困難である。他方の排煙処理は，ボイラで実績のある触媒脱硝法の応用によって，高い脱硝率が達成できる可能性があるが，既存の触媒は300℃～400℃付近で高い反応活性を示すものであり，排ガス温度が600℃と高い本計画のガスタービンには適用できない。また，ガスタービンの排ガスはボイラに比べて酸素濃度が高く，ガス量が多い等，脱硝にとって不利な条件も重なっている。

この様な問題を解決するために，500℃以上の高温で作用するアンモニア（NH_3）と過酸化水素（H_2O_2）による無触媒の気相還元脱硝法と，500～600℃の高温でも高い活性を有する触媒を用いた触媒脱硝法を組み合わせた新しい高温脱硝法を開発した[1)2)]。また今回，これをムーンライト計画の高効率ガスタービンパイロットプラントに適用し，ガスタービン用の高温脱硝として世界で初めて実規模での高い脱硝性能を実証することができた。本報告はこの高温脱硝装置の概要とその性能をまとめたものである。

2. 装置の概要

本装置の鳥観図を図1，システム構成を図2に

（昭和62年10月19日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

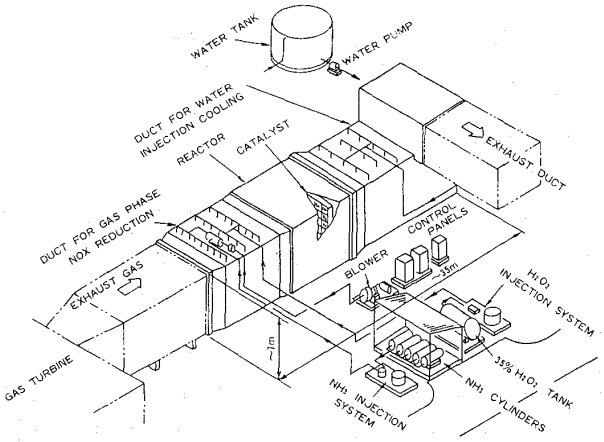


図1 脱硝装置の鳥観図

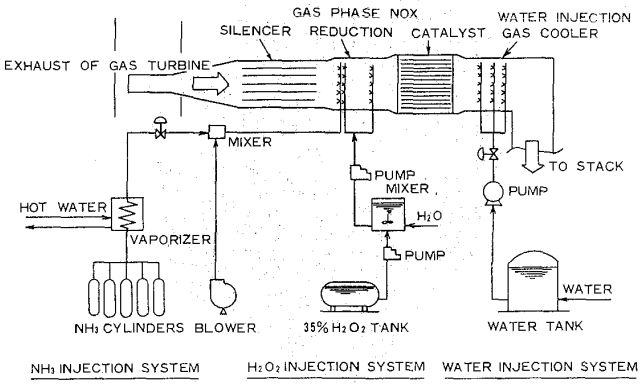


図2 脱硝装置のプロセス図

示す。本装置は，大別すると気相還元部，触媒部および減温部の三つから構成される。

2.1 気相還元部

気相還元部は高温の排ガスに NH_3 と H_2O_2 を注入し，無触媒で脱硝を行なうためのものである。NH_3-NO-H_2O_2 系の反応モデルは複雑であるが，概略以下に示す主反応によって脱硝が行なわれる[3)4)]。

$$H_2O_2 \longrightarrow 2\ OH$$

$$NH_3 + OH \longrightarrow NH_2 + H_2O$$

$$NO + NH_2 \longrightarrow N_2 + H_2O$$

ガスタービンから排出される約600℃の排ガスは，排気サイレンサを経て，まずこの気相還元を行なうためのダクトへ導びかれる。NH_3 はボンベに充填された液化 NH_3 を温水によって気化した後，爆発限界以下に空気で希釈した後，324個の注入ノズルからダクト内へ注入される。H_2O_2 は35％の原液を約1％に希釈した後，二段の注入ノズル（前段112個，後段120個）からダクト内へ注入される。断面積の大きいダクト（7.5 m×7.1 m）内において，反応を均一に行なわせるためには，ダクト入口の流速分布に比例した断面方向の注入量調整が必要であるが，モデル機を用いた可視実験結果から，前段の排気サイレンサのスプリッタが整流板として作用し，ダクト内の流速分布は十分均一であることが判明したため[5)]，注入ノズルはダクト断面方向でほぼ等間隔に配置した。なお，注入 NH_3，H_2O_2 量は排ガス温度，排ガス量および脱硝装置入口の NOx 濃度によって自動制御した。

この気相還元部の計画脱硝率は約27％であり，これだけでは排出規制値を満足することができないが，後段の触媒量を少なくできるため，システム全体の経済性を向上することができる。

2.2 触媒部

気相還元部から未反応のまま流出した NOx と NH_3 は触媒の充填された反応容器へ導びかれて，最終の脱硝を行なう。この触媒は500～600℃の高温でも高い活性を有するものとして，今回新たに開発された。触媒部の主反応は以下の通りである[2)]。

$$NO + NH_3 + \frac{1}{4}O_2 \longrightarrow N_2 + \frac{3}{2}H_2O$$

$$NO + NO_2 + 2\ NH_3 \longrightarrow 2\ N_2 + 3\ H_2O$$

触媒形状はガスタービン特有の運転条件に対する適合性等を考慮して，以下の特徴を有する板状触媒を採用した。

- 圧損が小さい。―― 定常時150 mmAq以下
- 急速な起動・停止に対して安定。
- 取扱いが容易でコンパクトに充填でき，かつ衝撃にも強い。

図3に板状触媒ブロックの外観を示す。充填触媒量は264 m^3，SV = 2280 h^{-1} である。

2.3 減温部

減温部は，さらに後段の煙道およびスタックの断熱構造を軽減するために，ダクト内に直接多量の水を注水することによって，排ガス温度を300～350℃まで減温するためのものであり，脱硝装置とは直接関係しない。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

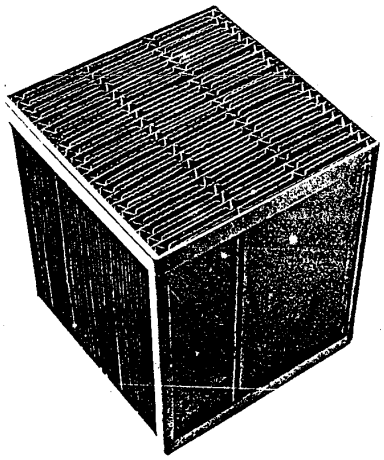


図3 板状触媒ブロックの外観
（寸法 500 × 500 × 500mm，バブコック日立製）

3. 開発スケジュール

本高温脱硝装置は，昭和49年～55年に日立製作所において行なった研究開発の成果[1)2)]を基に，ムーンライト計画「高効率ガスタービン」への適用が検討された。昭和54，55年度に基本設計，昭和56，57年度に工場製作された後，昭和58年度にガスタービン本体とほぼ同時に東京電力・袖ヶ浦火力発電所に据付けられた。以降昭和58年度から昭和62年度まで，約3年間ガスタービン本体の試験運転に合わせて常に NOx の排出規制を満足する運転を行なってきた。脱硝装置としての詳細な性能測定は試験運転最後期の昭和62年4月に実施し，基礎研究データの確証を行なうと共に，次項に示すように，実規模プラントとしての脱硝性能を実証した。

4. 脱硝性能

4.1 温度分布

前述のように，排ガス温度は脱硝性能に大きな影響を及ぼす。そこで，装置の運転にあたり，まずダクト内の温度分布を測定した。図4に測定結果を示す。ガスタービン出口における排ガス温度は，計画値608℃に対して，実測値581℃であった。この排ガスは，サイレンサ部における熱放散により17℃温度が低下し，気相還元部入口では564℃であった。気相還元部では熱放散の他，NH_3 混合空気および1％ H_2O_2の注入によってさらに冷却され，排ガス温度は気相還元部出口で553℃まで低下した。気相還元部の平均温度は559℃であり，計画時の温度590℃より約30℃低い。$NH_3-H_2O_2$注入による脱硝は計画時温度590℃の方が559℃より高い性能を示すため[3)4)]，気相還元脱硝にとっては若干不利な温度となった。

一方，触媒部の平均温度は計画値575℃に対して542℃であった。本装置に使用した触媒は500～550℃での性能が高いため，触媒脱硝上は逆に有利な温度となった。なお，触媒入口部のダクト断面方向にほぼ均等な間隔で20本の熱電対を挿入することにより断面方向の温度分布も測定

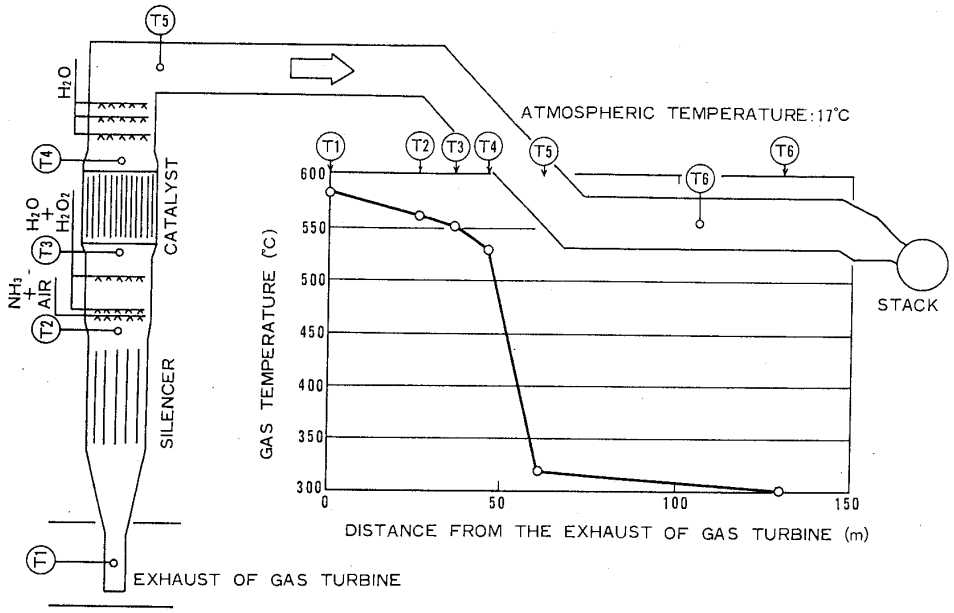


図4 排ガスダクト内の流れ方向温度分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

し，540～560℃の範囲でほぼ均温であることを確認した。

減温部の注水量は出口の排ガス温度が300～350℃になるように制御されており，計画通りの性能が得られた。

4.2 脱硝性能

気相還元部入口，出口（触媒部入口）および触媒部出口における NOx，NH_3，O_2，H_2O 濃度，流速および温度とそれらの断面方向の分布を測定して，詳細な脱硝性能を評価した。

図5に注入NH_3に対する脱硝率と流出NH_3の関係を示す。脱硝装置の入口条件であるガスタービンの排ガス温度，排ガス量，NOx濃度等は，外気温度等によって変化するため，得られた脱硝性能にもばらつきがあるが，注入NH_3と入口NOxのモル比 NH_3/NOx＝2.0～2.5で脱硝率80％以上，流出NH_3 2 ppm以下の性能が得られた。また触媒入口における断面方向の流速の偏流率（平均流速に対する最大・最小流速の割合）は±20％で十分小さく前述の可視モデル実験の妥当性を実証した。

図6にNH_3／NOx≒2.3の場合の典型的な運転特性を示す。ガスタービンは短時間のうちに出力

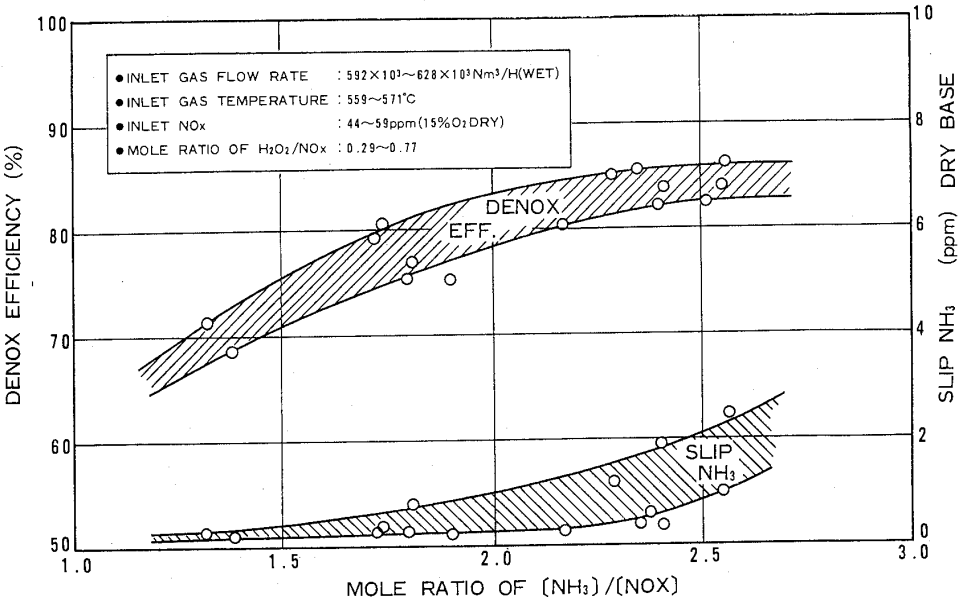


図5　NH_3注入モル比（NH_3／NOx）に対する脱硝率と脱硝装置からの流出NH_3

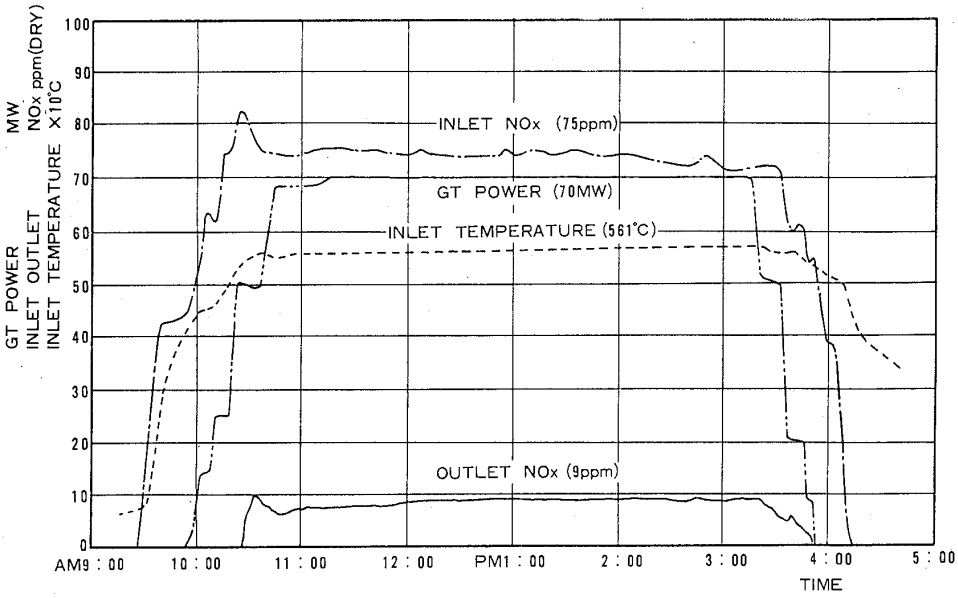


図6　脱硝装置の運転特性

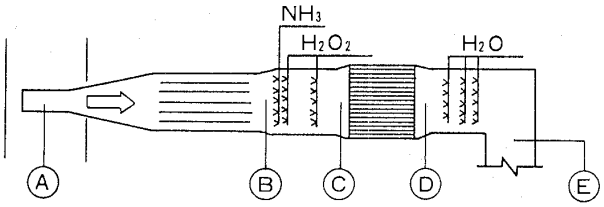
Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

上昇するため，触媒の温度上昇に時間遅れが生じ，出力上昇途中において過渡的に若干出口NOx濃度が高くなるが，一時間程度でほぼ定常になる。

図7はダクト内の各位置における測定値をまとめたものである。計画値に対して，気相還元部入口の温度とNOx濃度が低く，O_2濃度が高い（表1参照，いずれも気相還元には不利な条件）[3)4)]ため，気相還元部の脱硝率は27％に対して，実測値16.3％となったが，出口NOx濃度規制値15 ppm（15％O_2），流出NH_3濃度規制値10 ppm（実ガス）は十分満足することができた。

4.3 寿命特性

脱硝装置の問題点として，触媒の性能劣化による寿命がある。本脱硝装置は高温であること，急速な起動停止サイクル下で使用されることの点で既存のボイラ用中温脱硝装置よりもさらに厳しい環境下にある。そこで，建設時点で触媒層出入口部にサンプル触媒を挿入しておき，適時これを抜き取って，性能劣化の経時変化を測定した。図8に触媒活性の変化を示す。図から運転初期に低下現象が現われてから後は，穏やかな傾向での低下を示していることがわかる。触媒活性の他に触媒の比表面積，細孔容積および落下剥離強度についても測定したが，活性と同様の穏やかな低下しか示さなかった。前述のように，建設後3年後に測定された脱硝性能にも十分な余裕があり，本装置に採用した板状触媒は十分な寿命を有するものと



ITEM	UNIT	Ⓐ	Ⓑ	Ⓒ	Ⓓ	Ⓔ
GAS FLOW RATE (WET BASE)	Nm³/H	602000		616000		695000
TEMPERATURE	℃	581	564	553	531	320
O_2 (WET BASE)	Vol %	10.6		10.6		9.2
NOX(15%O_2 DRY BASE)	ppm	49		41	7.3	
NH_3 (DRY BASE)	ppm		—	148	1.2	
DENOX EFFICIENCY	%	—	16.3	82.2	—	

TOTAL DENOX EFFICIENCY;85.1%

図7 脱硝性能のまとめ

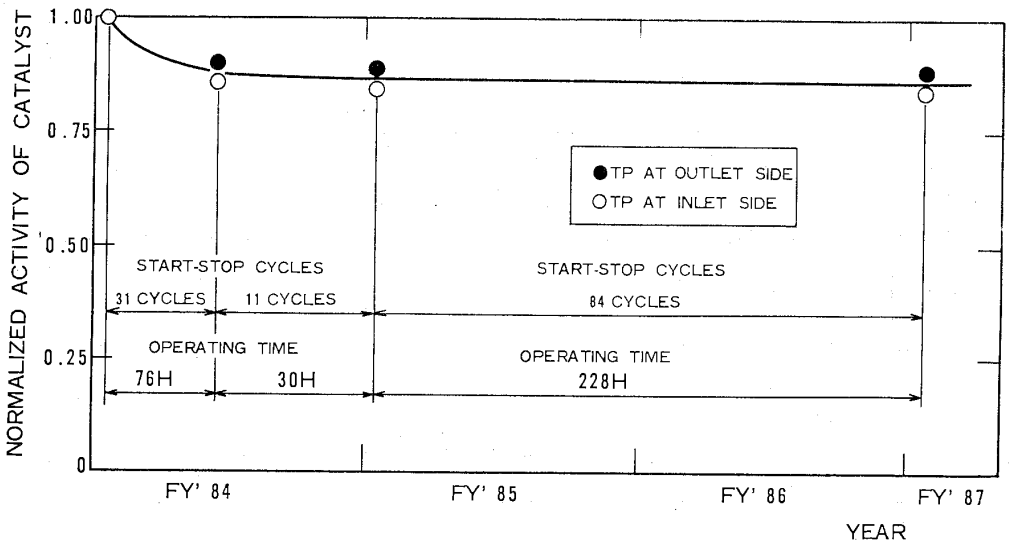


図8 触媒活性の経時変化

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/30

表1 高温脱硝装置の特性一覧表

NO	ITEM		UNIT	DESIGNED	MEASURED	REMARKS
1	DENOX PROCESS		—	GAS PHASE NOX REDUCTION +CATALYTIC NOX REMOVAL PROCESS		FUEL OF GAS TURBINE: LNG
2	# OF REACTORS		SET	1		
3	CATALYST		—	PLATE TYPE		
4	OUTPUT POWER OF GAS TURBINE		MW	100	70	ATMOSPHERIC TEMP: 17°C
5	GAS FLOW RATE		Nm^3/h	586.6×10^3	602×10^3	WET BASE
6	GAS COMPOSITION	N_2	vol.%	69.2		WET BASE
		O_2	vol.%	9.5	10.6	WET BASE
		CO_2	vol.%	4.7		WET BASE
		Ar	vol.%	0.8		WET BASE
		H_2O	vol.%	15.8	15.6	
		NOX	ppm	149.6	49 (NO/NOx=0.92)	15% O_2 DRY BASE
7	GAS TEMP.	EXHAUST OF GAS TURBINE	°C	608	581	
		INLET OF DENOX DUCT	°C	—	564	
		INLET OF CATALYST	°C	575	553	
		OUTLET OF CATALYST	°C	—	531	
8	INJECTED NH_3/NOX RATIO		—	—	2.29 (60 Kg/h)	
9	INJECTED H_2O_2/NOX RATIO		—	—	0.48 (0.45 ℓ/min)	
10	OUTLET NOX FROM GAS PHASE REDUCTION PROCESS		ppm	109	41 (NO/NOx=0.86)	15% O_2 DRY BASE
11	SLIP NH_3 FROM GAS PHASE REDUCTION PROCESS		ppm	—	148	DRY BASE
12	DENOX EFF. OF GAS PHASE REDUCTION PROCESS		%	27	16.3	
13	OUTLET NOX FROM CATALYST		ppm	<15	7.3 (NO/NOx=0.88)	15% O_2 DRY BASE
14	SLIP NH_3 FROM CATALYST		ppm	<10	1.2	DRY BASE
15	DENOX EFF. OF CATALYTIC REDUCTION PROCESS		%	86.3	82.2	
16	TOTAL DENOX EFF.		%	90	85.1	
17	PRESSURE DROP		mmAq	<150	~110	
18	TOTAL START-STOP CYCLES		—		146	
19	TOTAL OPERATING TIME		hr		547	

考えられる[6]。

5. あとがき

表1に本脱硝装置の特性をまとめて示す。計画値と実測値に若干の差異はあるものの，排出NOx濃度規制値を十分満足する脱硝性能と寿命を実証することができた。

今回開発した高温脱硝技術が，高効率ガスタービン発電システムの脇役として，そのクリーンエネルギー化に寄与できることは本開発に携わった多くの技術者の最大の喜びである。

最後にムーライト計画の開発プロジェクトを推進頂いた通産省工業技術院の関係各位，本開発に対して有益な助言を頂いた小豆畑氏（日立・日立研究所）および可視化流動モデル実験を行なって頂いた坂田氏（航空宇宙技術）他本開発を支援して頂いた方々に深く謝意を示します。

参考文献

(1) Hishinuma, Y., ほか7名，J. Engineering for Power, Trans. ASME, 103 (1981), 589

(2) 小豆畑，「NOxの選択的気相還元反応に関する研究」，東北大学学位論文（昭61）

(3) Azuhata, S., ほか3名，18 th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, (1981), 845

(4) Azuhata, S., Akimoto, H., and Hishinuma, Y., AIChE Journal, 28 (1982), 7

(5) 坂田，私信

(6) 白倉，高塚，山口，久村，火力原子力発電，38 (1987), 39

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

10. トータルエネルギー供給システム

㈶省エネルギーセンター 井口光雄
㈶日本システム開発研究所 垣田行雄☆)

1. トータルエネルギー供給システムの意義[1)〜9)]

化石燃料の燃焼により得られる温度は2,000℃前後であるが，各種熱機関の作動流体温度はその作動原理，構造により，ガソリンエンジンやディーゼルエンジンなどのピストン機関のような高温型（作動流体温度が1,850℃前後），ガスタービンのような中温型（作動流体温度は一番高いもので，1,350℃前後），蒸気タービンのような低温型（作動流体温度が600℃前後）に分けられ，いずれも燃料の燃焼温度に比べてかなり低くなっている。この中でガスタービンを除いてはその熱効率はもはや現状技術体系の中では上限に達しており，そのままの形で熱効率を大幅に高めることは容易ではない。

熱機関の消費エネルギーをできるだけ有効に用い，省エネルギーに寄与する方法には，

① 高温型，中温型，低温型の熱機関の特徴を生かして複数の熱機関を組合せ熱効率を高める方法（ガスタービン＋蒸気タービン，ディーゼル＋スターリング機関など）と

② 熱機関により動力を得るとともに，その際，排出される排気や温排水の熱エネルギーを他の用途（暖冷房，給湯，工場用蒸気，温水プール，温室栽培など）に用いる方法

とが考えられる。

各種のエネルギー需要を組合せて高温の熱エネルギーから低温に至るまで段階的に有効利用（カスケード利用）するシステムを，一般にトータルエネルギー供給システムと呼んでいるが，それが実施される場は，

① 個別の住宅・ビル・工場

② 地域社会（コミュニティ）

③ 国全体

④ 複数国家間

が考えられ，①の場合のビル・工場についてはすでに排熱回収ボイラーの利用，中型ガスエンジンの利用など多くの実施例がある。一方，③，④の場合については，検討すべき問題が複雑であり，その実現には長時間を要するものと思われる。

生活の場，生業の場である②地域社会（コミュニティ）の各種エネルギー需要に対して，できるだけ効率よくエネルギーを供給しようとするトータルエネルギー供給システムが，コミュニティエネルギーシステム（CES）である。すなわち，地域で用いる電力エネルギーおよび熱エネルギーをできるだけ効率よく，カスケード的に供給し，その地域のエネルギー使用量をできるだけ節約するとともに，地域の開発に役立たせようとするものである。

ヨーロッパなどでは冬期暖房需要期間が長くかつ居住形態が高密度であるうえに，過去いくたびか戦場にさらされた経験から，地域の比較的中心に汽力発電所を設置し電気を確保すると共に，汽力発電所の発電後の蒸気を用いるか（背圧タービン利用），発電途中の蒸気を抽気（抽気タービンまたは復水タービン利用）することにより暖房に利用している。このようにすれば，発電だけの汽力発電所だけではたかだか40％の熱効率が熱供給を同時に行うことにより，総合熱利用率を50〜80％に高めることができる。

しかしながらわが国では，一部の自家用の発電所以外ではつぎに示す理由からまだ実現されていない。

① 汽力発電所は経済性の面から大容量化の途をたどってきたため，立地点が臨海の過疎地域に多く，熱需要までは遠く離れすぎている。

② 汽力発電所周辺の集落は離散的なものが多く，熱供給配管設備に過大な投資を必要とするの

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

で，そうした地点での熱供給事業は経済的に成り立たない。

③ 日本の大半は温暖地域に属し，年間の熱需要量がヨーロッパに比べて小さく，さらに生活環境に対する意識の差から厳冬期においてさえも熱需要量が小さい。そのため，熱併給発電所にすることによって送電端効率を犠牲にして熱有効利用率を上げるよりも，発電専用として送電端効率を上げるのが妥当であると認識されている。

熱併給発電方式を実際に具体化するためには，上記①，②，③に対応して，ⓐ熱需要地と発電所立地点が近接していること，ⓑ熱供給対象地は配管費，配管損失をできるだけ小さくするために熱需要密度が高いこと，ⓒ小規模な熱併給型にすることによっても年間送電端効率が低下しないこと（大規模汽力発電所の熱効率と競合できること），などの要件を満たす必要があり，ⓐおよびⓑは地域の特性に左右される問題，ⓒは発電方式にかかわる問題である。

発電所の熱効率を高める方法の1つは先に述べたように複合熱機関を用いることである。ガスタービン＋蒸気タービンの複合サイクル発電は高効率化技術として実用化されている。ガスタービン入口温度が1,000℃程度では複合サイクルにしても熱効率は46％程度であるが，1,500℃まで上げると55％以上の熱効率が得られる。こうした高熱効率の高温ガスタービン＋蒸気タービン複合機関は，ガスタービンの出力などからみて電気出力1万～20万kW級の中・小型の発電所に適しており，ベースロードを担う大規模火力や原子力発電所を補完するプラントとして，大都市の内部，中・小都市の周辺，団地や大規模ビルなど需要地の近傍に分散配置する〔オンサイト・プラント〕向きである。

この複合サイクル発電プラントの大きな特徴は，500～800℃と想定されるガスタービン排気をはじめ，蒸気タービンの中間段から任意の温度条件の水蒸気，あるいは場合により種々の温度レベルの温水が利用でき，ガスタービン排気をゴミ処理の予熱あるいは熱分解に用いて，ゴミをボイラーの補助燃料にするとか，蒸気や温水を工場用プロセスあるいはコミュニティの集中冷暖房，給湯，融雪に用いるなど，発電を含めた総合熱利用率として50～80％が得られる地域エネルギー供給の中心プラントにきわめて利用しやすい形をしていることである。

図1にガスタービン・蒸気タービンを用いた，地域を対象としたトータルエネルギー供給システムの概念を示す[1)]。

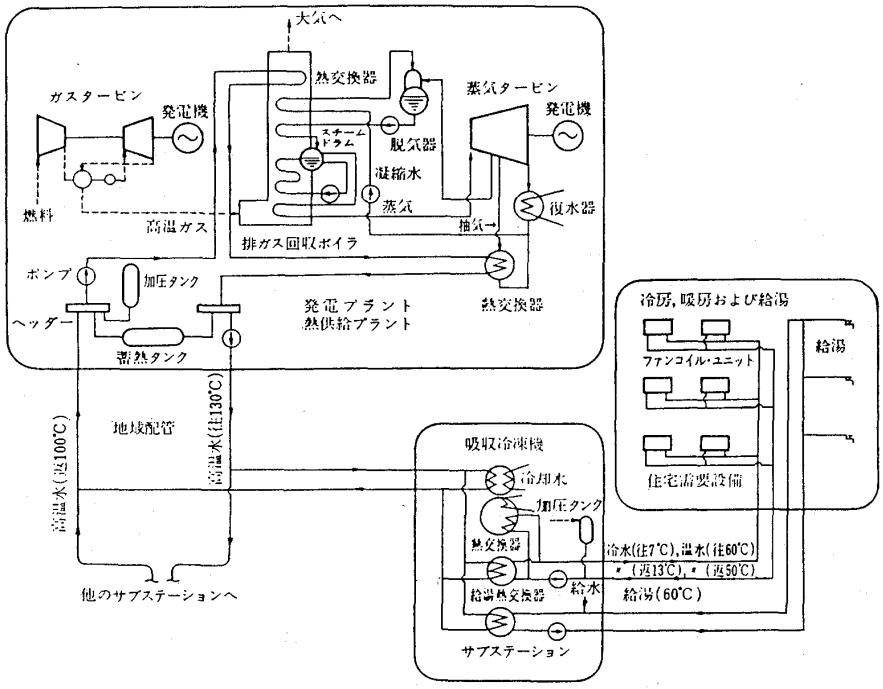


図1 地域を対象としたトータルエネルギー供給システムの概念

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

2. 地域を対象としたトータルエネルギー供給システムのフィージビリティスタディ

高効率ガスタービンの技術開発が目標を達成し商用化される場合には，従来の大規模発電所用として用いられる場合と，熱需要地域に設置し熱電併給発電所用として用いられる場合とが考えられる。そこで本研究においては，そうした時代に対応する方策に資する事を目的として，地域を対象としたトータルエネルギー供給システム（Combined System with Heat and Power : CHP, Community Energy System : CES）のフィージビリティスタディを行った。

なお，高効率ガスタービン技術研究組合で開発が行われているレヒートガスタービンについては熱効率などの機関効率が得られておらず，商用機の費用（初期費用およびランニング費用）も明確ではない時点であるので本フィージビリティスタディでは現在製品化されているガスタービンの値を用いることとした。高効率ガスタービンの開発が終り商用化されればCHPシステム全体の省エネルギー性は本試算結果よりもさらに向上することになるので，本試算以上に地域対象としたトータルエネルギー供給システムの意義が理解されるものと考えるからである。エネルギー有効利用および経済性の面からの本試算の前提条件は次のとおりである。

〔前提条件〕

1. ガスタービン・蒸気タービン複合サイクルのガスタービンとしては既に製品化されているガスタービンを用いることとし，燃料としては天然ガスを用いるものとする。なお，ガスタービンの大きさについては地域の熱需要をまかなうのに最小限必要なものとする。
2. 本発電システムの発電時間としては電気需要が多く発生する時間帯（6:00～22:00）だけを運転し，その時間帯はフルに発電し電力会社の送電網に乗せるものとする。（発電所が立地される地域の必要電力量だけを発電する事は需要変動が大きく，今日のわが国の送電網整備状況から見て得策とは考えられないので，その地域に必要な電気は基本的にその発電所に頼るとしても余剰電力はその地域外へも供給すると共に，夜間停止時には他の発電所からの電力により需要を賄うこととし，自給自足を目指すものではない。これは，電気需要が低下する夜間帯は出力調整の難しい大規模発電所との調和を考慮するためである）。
3. 熱供給対象は熱併給発電システムの実現可能性が高いと思われる業務地域とし，業務地域のレイアウトについては既存の計画例を参考にする。
4. 熱供給の範囲は暖房，冷房，給湯とする。暖房・給湯は蒸気タービンからの抽気蒸気により熱交換した温水によるものとし，冷房は温水により需要家建物内サブステーションの吸収式冷凍機を運転し冷水にて行うものとする。
5. わが国の電力事情に寄与する事を第一に考えているため，出来るだけ多くの電気を発生するシステムにすると共に，そうしたシステムの中で可能な範囲で熱供給を行うものとする。冷房需要に対する吸収冷凍機の性能を考慮して地域熱供給の熱媒体は190℃（CHPプラント出口温度は195℃）の温水とする。
6. 配管方式は，こうした規模に対しての経済性を考慮して，発電所から需要家建物内サブステーションまでは高温水（195℃／160℃）の二管式とする。
7. 発電プラントが停止している22:00～6:00までの間の熱供給はアキュムレーターにより蓄熱し終日熱供給を可能とする。ただし，発電所の定期点検時用に予備ボイラーを設置する。

2.1 試算モデル地域の設定

熱供給対象地域として，複合的な建物の集合により，住宅地に比較して高い熱需要密度が期待される業務地区を中心とする複合地域をとりあげ，詳細なCHPシステムの検討を行った。

モデル地域の立地場所としては東京周辺地区を想定し，前述のような商業施設，業務施設，公共公益施設などの施設を含む複合地域を設定する。モデル地域の具体的な例としては，たとえば背後人口30～40万人のニュータウンのセンター地区などが今回の設定地域の規模に対応する。こうし

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/08

た規模のニュータウンはニュータウンとしては大規模な事例に相当するが，このようなニュータウンは建設スケジュールが数次にわたって段階的に建設されることから，より小規模なケースについては今回のモデル地域の建設途中の一段階として考えることができるので，このような規模をモデルとして選んだ。モデル地域の施設概要を建設スケジュールに対応して表１に示す。

2.2　熱需要の算定

モデル地域に配置される建物は表１に示すように多種多様な用途にわたっている。また建物自体も，それぞれ規模，階数，形態が異なっている。

本試算では，あらかじめ地域の特性を考慮していくつかの建物用途と建物規模とを想定し，各モデル建設の熱負荷原単位（kcal/m²・h）を算出することにより，このようにして算出された建物の熱負荷原単位に熱供給対象の建物用途別床面積を乗じてモデル地域の熱負荷の算出を行った。

こうして求めた熱負荷のうち冷房需要については冷房方式による成績係数の（COP）を考慮したものを熱需要とし，熱需要算定方法の概要を示すと図２のとおりである。

1)　モデル建物の設定

地域特性を考慮して，熱負荷算定のために建物用途別にモデル建設を表２に示すように設定した。

ここで示すモデル建物とは，建物の機能別な観点よりむしろ，本項の検討の中心である建物の熱

表２　モデル建物の概要

	階数	床面積	階高	天井高
事務所	9	各階とも　1,140 m² （38.0 m × 30.0 m） 延床面積　10,260 m²	3,540 mm	2,400 mm
大規模店舗	4	各階とも　1,536 m² （48.0 m × 32.0 m） 延床面積；　6,144 m²	4,000 mm	2,800 mm
ホテル	5	1F；　2,688 m² 上層階；1,408 m² PH；　256 m² 延床面積；8,576 m²	1F 4,000 mm 上層階 3,000 mm	1F 3,000 mm 上層階 2,300 mm
病院	B1 5	延床面積　11,900 m²	3,000 mm	2,300 mm
学校	4	延床面積　7,500 m²	3,500 mm	3,200 mm
集合住宅	4 （24戸）	一戸当り　94.4 m² （住戸専用部分は 75 m²） 延床面積　2,265 m²	2,600 mm	2,200 mm

表１　モデル地域建設施設一覧及び建設スケジュール

（延床面積：m²）

施設＼建設スケジュール	Ⅰ期	Ⅱ期	Ⅲ期	Ⅳ期	Ⅴ期	計
複合ビル						
商業	19,130	24,370	19,700	19,500	3,100	85,800
娯楽		10,600	20,200	12,600	6,200	49,600
業務	3,060	21,580	20,100	5,900	14,800	65,440
業務ビル				23,000	3,500	26,500
大規模店舗（デパート，スーパー）		30,000	23,000	50,000		103,000
中央公民館		6,000				6,000
総合庁舎		1,000	4,000	4,000	700	9,700
郵便局		6,000				6,000
電力営業所		3,500				3,500
保健所		1,450			550	2,000
電話サービスセンター		2,900			900	3,800
ガス営業所		2,000				2,000
警察署		8,400				8,400
ホテル		5,000		3,000		8,000
博物館美術館		1,500				1,500
体育館		8,000				8,000
防災センター			4,000	4,000	1,800	9,800
地区病院 中央病院			147,000	5,000		152,000
市役所			8,000	13,000	11,000	32,000
社会教育館			5,000			5,000
中央児童館			3,900			3,900
中央図書館			4,000			4,000
真空集塵プラント		1,040				1,040
計	22,190	133,340	258,900	140,000	42,550	596,980

注1.　1期間は5年

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

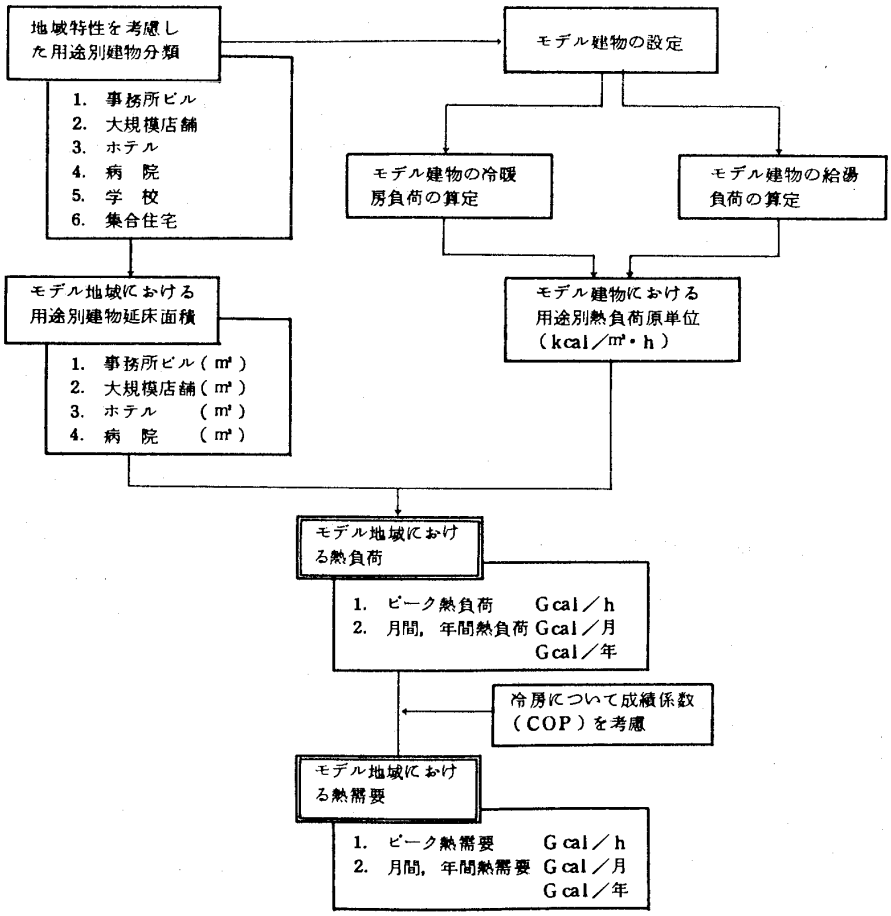


図2 熱需要算定フロー

需要の特性が相互に類似しているといった観点から分類しモデル化したものである。

2) 熱負荷の算定

モデル建物における冷暖房負荷の算定は各モデル建物の使用条件，屋内環境条件を既存例を参考に設定し，屋外気象条件のデータとしては㈳空気調和・衛生工学会の平均年気象データ（東京）を採用し，電子計算機により年間8760時間の熱負荷算定を行った。使用した計算プログラムは㈳空気調和・衛生工学会のHASP／ACLDである。給湯負荷は各建物用途により異なるので本試算においては，給湯負荷原単位（kcal/m²・h）の時刻別変化を既存建物の実績データの平均値より求めた。

3) モデル地域における熱需要の算定

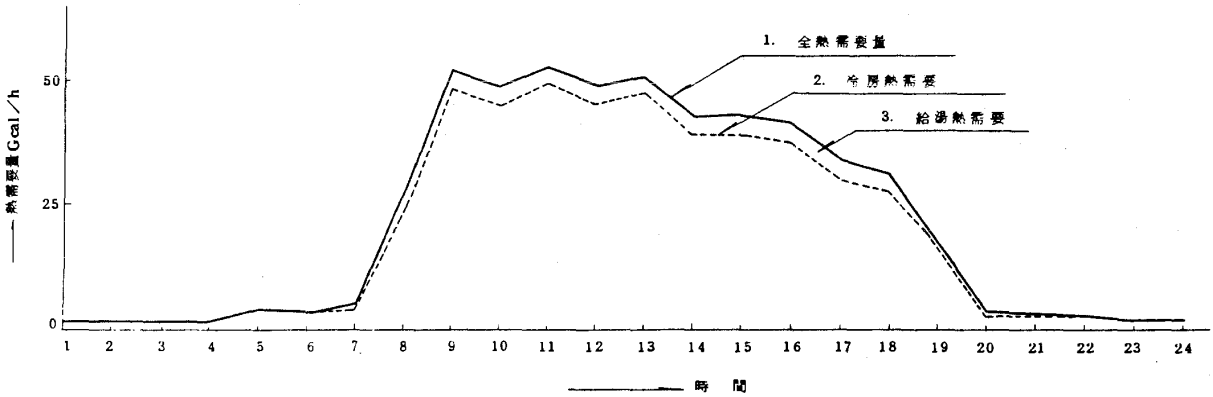
2)にて算定したモデル建物の1時間ごとの冷暖房熱負荷および給湯熱負荷をもとに，冷房については冷房の成績係数（COP）を考慮して各モデル建物の冷暖房と給湯とを含めた単位延床面積あたりの最大熱需要を電算機により求め，この値に熱供給対象区域内の用途別延床面積を乗ずる事により熱供給地域全体の熱需要量を算定した。なお表1のうち体育館と真空集塵プラントは熱需要が少ないため熱供給対象から除外したので熱供給対象総延床面積は587,940m²となる。

このようにして1時間ごとのモデル地域の熱需要を算出したもののうち，1日の代表例として夏期における地域熱需要の最大日の日変化を詳細に示すと図3のとおりである。こうした1時間ごとの熱需要を月ごとにまとめたものが図4に示す月別地域熱需要である。

全熱需要量の年間合計は76.6×10^3 Gcalであり，その内訳は冷暖房熱需要56.9×10^3 Gcalで全体の74％を占め，給湯熱需要は19.7×10^3 Gcalで全体の26％を占める。

月別熱需要の変化では8月が最大の熱需要を示し全熱需要量は12.55×10^3 Gcal／月である。一方熱需要の最も少ない月は4月の2.79×10^3 Gcal／月であり，同じく中間期の11月も2.80×10^3 Gcal／月と4月とほとんど同じ値を示している。

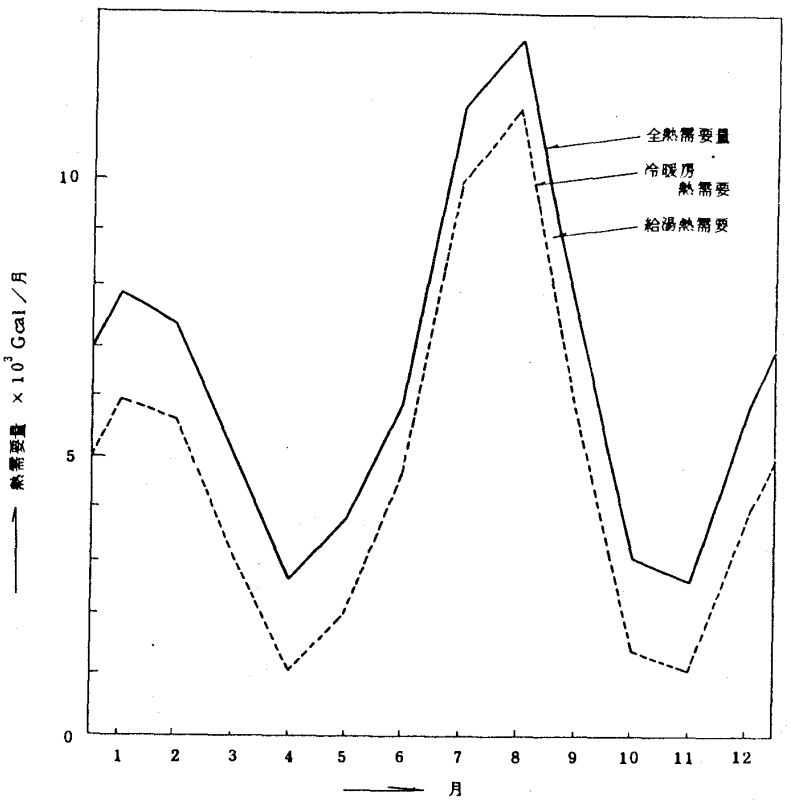
Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09



（Gcal／h）

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	合計
全熱需要量	2.00	2.05	1.89	1.84	4.28	3.80	5.09	26.7	52.7	49.4	53.5	49.5	51.5	43.3	43.7	42.0	34.6	31.7	17.8	3.68	3.33	2.82	1.82	1.68	530.7
冷房熱需要	1.88	1.90	1.89	1.84	4.28	3.59	4.02	23.5	48.9	45.5	49.9	45.9	48.3	39.6	39.5	37.7	30.6	28.0	16.5	2.87	2.69	2.41	1.55	1.51	484.3
給湯熱需要	0.12	0.15	0	0	0	0.21	1.07	3.2	3.8	3.9	3.6	3.6	3.2	3.7	4.2	4.3	4.0	3.7	1.3	0.81	0.64	0.41	0.27	0.17	46.4
外気温度(℃)	27.1	27.1	26.8	26.1	25.9	26.8	28.6	29.8	30.8	32.6	32.6	33.0	32.8	26.4	27.6	25.4	25.2	24.7	24.1	24.0	23.7	23.5	23.3	22.9	(27.1)

図3　地域熱需要量日変化（冷房ピーク8月28日（月）冷房　COP＝1.23）



	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	年集計
全熱需要量	×10³Gcal 7.97	7.40	5.17	2.79	3.89	6.04	11.30	12.55	7.58	3.22	2.80	5.85	76.6×10³Gcal
冷暖房熱需要	6.01	5.68	3.26	1.17	2.22	4.76	9.97	11.29	5.82	1.55	1.19	3.96	56.9×10³Gcal
給湯熱需要	1.96	1.72	1.91	1.62	1.67	1.28	1.33	1.26	1.76	1.67	1.61	1.89	19.7×10³Gcal

図4　月別地域熱需要量（冷房　COP＝1.23）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

ピーク時の熱需要に対する時間ごとの熱需要の負荷率（%）を1年間8,760時間に亘り累積すると図5に示すとおりであり，年間を通じてピーク時の40%以上の熱需要の発生する時間は1,000時間余りである。なお同図には後述の熱供給プラントシステムをもとにしたプラント熱負荷の累積曲線をも参考に併記してある。

4）プラントシステムの設計

地域熱需要量の年間最大値は，冷房ピーク日の53.5Gcal/h（図3参照）であり，この値に，地域配管熱損失の0.842 Gcal/h，蓄熱タンク熱損失0.055Gcal/hを加えると，プラント最大所要熱出力は54.4Gcal/hとなる。プラント台数はプラントの保守点検を考慮して，複数台とすることが望ましく，上記最大熱出力の50%を1系列の最大熱出力と考え，ガスタービンとしては現在製品化されている機種の中から中型の航空転用型および重構造型ガスタービンおよび，更に容量の小さい航空転用型ガスタービンを用い2系列構成とした。なお1系列の構成はガスタービンの大きさに応じて下記のとおりとした。

	ガスータビン	廃熱回収ボイラ	蒸気タービン
ケースA	2基	2基	1基
ケースB，C	1基	1基	1基

プラントとしては発電効率が出来るだけ高くなる様に計画し，熱供給は出来るだけ低温度レベルの熱を利用して行うこととした。

また，比較のためにガスタービンの廃熱回収ボイラの発生蒸気をすべて熱供給に用いた場合についても検討を行った（ケースD）。

プラントシステムの熱平衡線図の一例を図6に示す。

プラントの設計条件は各ケースとも以下のように統一した。

① 復水器　空冷，真空680mmHg

② ボイラ出口排ガス温度
最低100℃を目標

③ サイクル　1段混圧

④ NOx　O_2 5%換算にて50ppmを目標とし脱硝装置を設ける。

⑤ ピンチポイント温度差（排ガスボイラ蒸発部排ガス出口温度と飽和蒸気温度との差）
15℃

⑥ 脱気器　ガス側より熱回収

⑦ ガスタービン吸排気損失
吸気側　100mmAq
排気側　450mmAq

⑧ 燃料　元圧7atgとし，必要圧力まで昇圧。

⑨ 熱供給用温水の加熱方式
蒸気タービン抽気による加熱。

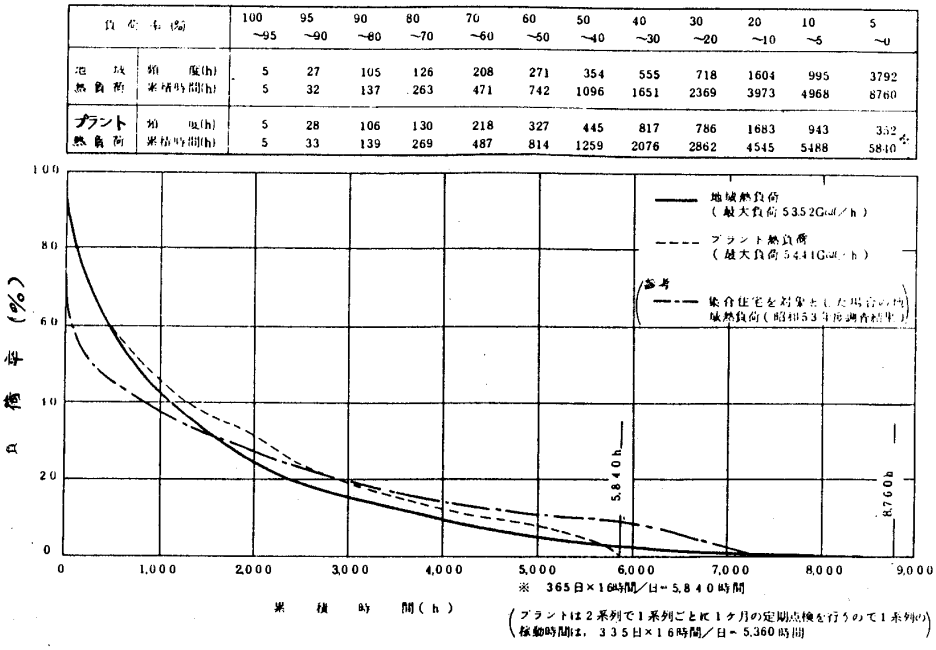


図5　地域熱負荷及びプラント熱負荷累積曲線

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/01

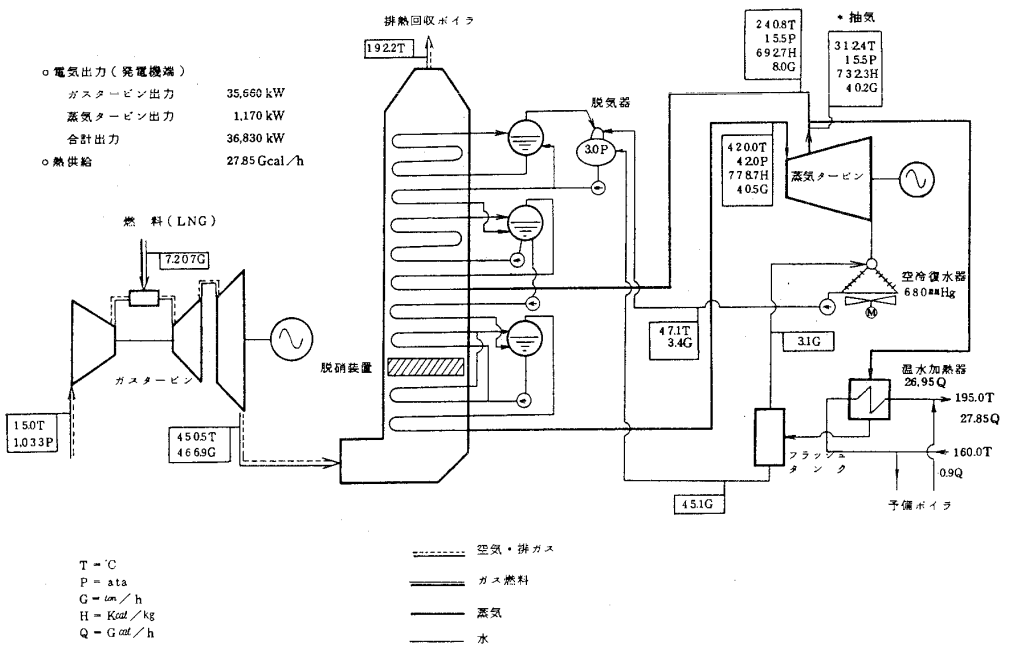


図6 複合サイクルプラント熱平衡線図（ケースC，熱供給負荷 27.85 Gcal/h）

次に，発電端総合利用率を次のとおり定義して，

$$\eta_H = \frac{(G_{GT}+G_{ST}) \times 860 + Q_H}{F_{GT} \times H_{GT}} \times 100$$

ただし

η_H	：発電端総合熱利用率	%
G_{GT}	：ガスタービン出力	kW
G_{ST}	：蒸気タービン出力	kW
Q_H	：供給熱量	kcal/h
F_{GT}	：ガスタービン燃料消費量	kg/h
H_{GT}	：ガスタービン燃料発熱量	kcal/kg
	11,720（低位発熱量）	
	13,000（高位発熱量）	

上記算式によって求めた各ケースの発電端総合熱利用率は表3の通りである。

熱供給の熱媒としては，高温水と蒸気とが考えられるが，本試算対象の熱供給する地域が比較的広範なことおよび次に述べる要因を考慮して高温水を採用することとした。

イ．需要者側熱負荷変動に対して制御し易く安定した熱供給ができる。

ロ．地域配管が地形の変化に順応できる。

ハ．保守管理が容易である。

本計画では冷房需要が多いことから成績係数の最も良い吸収冷凍機：入口 190℃，出口 160℃を採用し，需要者側サブステーションに二重効用吸収冷凍機を設置するものとする。なお，配管網における熱損失を考慮して熱供給プラント出入口では高温水温度を往き 195℃，返り 160℃とする。

本計画では，地盤条件は良いと考えられるので，経済的に有利な2重管を使用した2管式（高温水往管，返り管）の直接埋設方式とし，高温水を輸送するサービス管は圧力配管用炭素鋼々管（JIS G 3454 STPG・SCH 40）とし，断熱材は硅酸カルシウム（JIS A 9510），ケーシングは一般構造用炭素鋼々管（JIS G 3444）を使用する。

地域配管のルートを図7に示す。

表3 トータルエネルギー供給プラント 発電端総合熱利用率

ケース別		ケースA		ケースB		ケースC		ケースD
		抽気0	抽気最大	抽気0	抽気最大	抽気0	抽気最大	
電気出力	ガスタービン出力（kW）	43,800		35,800		35,660		35,660
	蒸気タービン出力（kW）	24,800	15,200	19,400	9,100	10,870	1,170	−
	小計（kW）	68,600	59,000	55,200	44,900	46,530	36,830	35,660
熱出力	供給熱量（kcal／h）	0	28.0×10^6	0	27.85×10^6	0	27.85×10^6	27.85×10^6
熱入力	燃料消費量（kg／h）	11,276		9,350		7,207		7,200
	高位発熱量基準熱入力（kcal／h）	146.6×10^6		121.6×10^6		93.7×10^6		93.6×10^6
	低位発熱量基準熱入力（kcal／h）	132.2×10^6		109.6×10^6		84.5×10^6		84.4×10^6
総合熱利用率	高位発熱量基準（%）	40.2	53.7	39.0	54.7	42.7	63.5	62.5
	低位発熱量基準（%）	44.6	59.6	43.3	60.7	47.4	69.5	69.3

（熱併給プラントは上記ケースA，B，C，Dとも2系列とするが上記数値は1系列についてのものである。）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

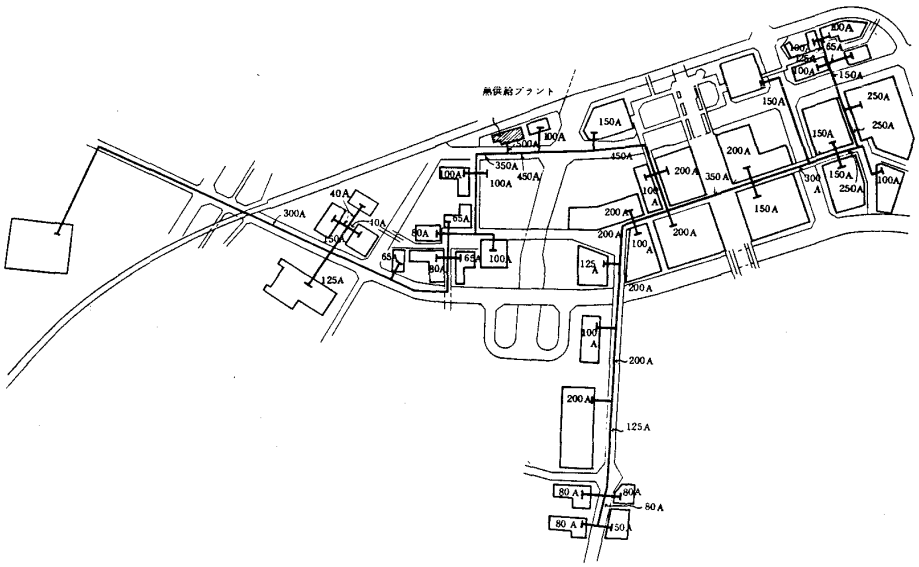


図7 地域配管ルート図（完成時）

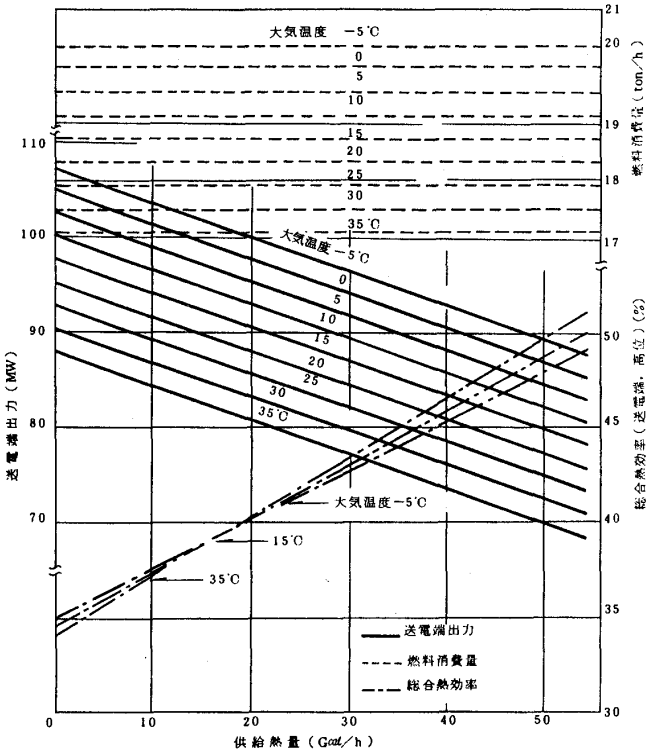


図8 トータルエネルギー供給プラントの電力・熱出力特性（ケースBの例）

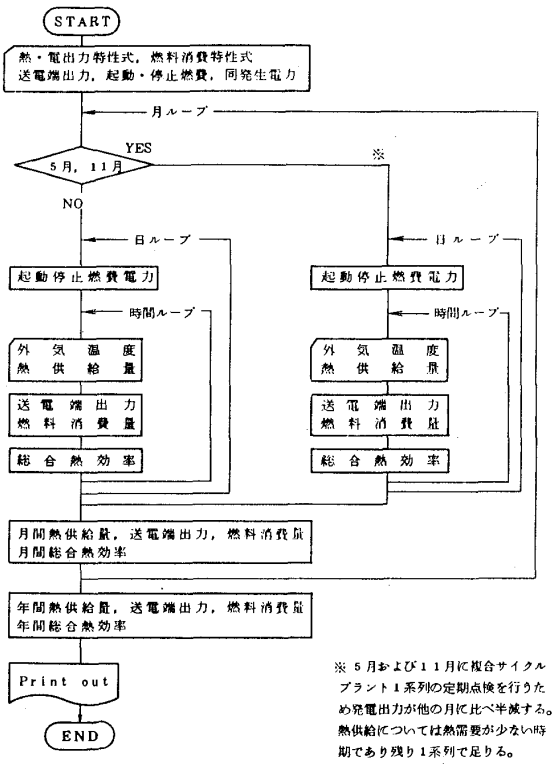


図9 トータルエネルギー供給プラント年間シミュレーションフロー

5) 総合熱効率の検討

地域熱需要に対応した運転状態を一時間単位で電算機で計算することにより年間シミュレーションを行い，プラントの総合熱効率（毎時，月間，年間）を算出した。

なお，総合熱効率は送電端出力基準，高位発熱量基準であり，送電端出力は発電端出力より所内動力を差引き，さらに周波数調整用として2％の損失を差引いた値である。また，月間，年間総合熱効率には，起動・停止に伴なう損失を考慮した。電力および熱出力特性の一例（ケースB）を図8に示す。

こうした発電出力特性と地域の熱需要をもとにトータルエネルギー供給プラントの年間総合熱効率のシミュレーションを図9に示すフローに従って，1時間ごとに年間8,760時間にわたり電算機

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

にて行った結果が表4である。同表には地域熱供給を零とした場合，すなわち複合発電プラントにより発電のみを行う場合の期間効率をも併せて記入してある。両者を対比すると，熱併給方式にすれば年間総合熱効率が発電のみの場合に比べて4～6％上昇し41～46％になることがわかる。

3. AGTJ-100A を用いた場合の FS

第2章に示した FS（フィージビリティスタディ）は現在製品化されているガスタービンをエネルギー供給システムのトッピングサイクルとして用いた場合の試算であるが，高効率ガスタービン技術研究組合にて開発が進められている AGTJ-100Aの機器特性が明らかにされた段階で第2章の1)，2)，3)，4)，5)の手順を経てトータルエネルギー供給システムの総合熱効率を試算した。

AGTJ-100Aのガスタービンを用いたプラントの特性式を以下に示す。

1. 発電端出力　E (MW)

$$E = 177.13 - 0.384t - 0.38Q \ (t \leqq 15℃)$$
$$= 175.98 - 0.3073t - 0.38Q \ (t > 15℃)$$

2. 燃料消費量　F (ton/h)

$$F = 23.74 - 0.034t \ (t \leqq 15℃)$$
$$= 23.77 - 0.036t \ (t > 15℃)$$

3. 送電出力　Pw (Mw)

$$Pw = 0.98 \ (E - 5.14^{*})$$

（＊15℃熱供給零の場合の電気出力の3％を所内動力とする。即ち 171.37MW×0.03＝5.14MW）

ただし t：大気温度　℃

Q：供給熱量　Gcal/h

4. 起動停止時燃料消費量，電気出力

燃料消費量 18.6ton（起動時7.1ton，停止時11.5ton）

電気出力 107.6MWh（起動時45.5MWh，停止時62.1MWh）

5. 総合熱効率（送電端，HHV 基準）η

$$\eta = (0.86Pw + Q) / 12.97F$$

こうした特性式を用いて図9に示す算定フローをもとに計算した総合熱効率は表5に示すとおりである。

4. 考察とその後の動向[10)～17)]

地域を対象としたトータルエネルギー供給システムの FS の一例は第3章・第4章に示したとおりであるが，本試算では一年間の中で熱需要が最

表4　トータルエネルギー供給プラント月別・年間総合熱効率計算結果

ケース（A）

		JAN.	FEB.	MAR.	APR.	MAY.	JUN.	JUL.	AUG.	SEP.	OCT.	NOV.	DEC.	ANNUAL	
熱供給量	HEAT	8632.4	7996.6	5828.8	3428.2	4561.3	6684.6	11962.5	13215.6	8229.5	3884.6	3446.2	6507.3	84377.6	(Gcal)
発電出力	POWER	64692.8	58270.9	64789.8	62001.0	30295.8	58508.5	57129.2	56225.0	57446.0	63236.1	30638.0	64835.7	668070.1	(MWh)
燃料消費量	FUEL	11729.4	10576.9	11540.6	10888.1	5495.6	10486.9	10568.3	10488.3	10397.4	11127.2	5487.4	11593.0	120378.9	(LNG ton)
総合熱効率	EFFI.	0.421	0.423	0.410	0.401	0.429	0.418	0.445	0.452	0.426	0.403	0.418	0.413	0.421	(−)

最大・最小効率日　MAX. EFFI：0.531(8/28 11:00 54.41 Gcal，99.6 MWh，20.3 LNG ton)　MIN. EFFI：0.397 (4/20 21:00 2.63 Gcal，130.0 MWH，22.2 LNG ton)

(熱供給零)															
POWER	67712.5	61068.7	66828.4	63200.4	31891.7	60847.2	61314.6	60848.7	60325.4	64595.0	31845.5	67112.0	697589.9	(MWh)
FUEL	11729.4	10576.9	11540.6	10888.1	5495.6	10486.9	10568.3	10488.3	10397.4	11127.2	5487.4	11593.0	120378.9	(LNG ton)
EFFI.	0.382	0.382	0.383	0.384	0.384	0.384	0.384	0.384	0.384	0.384	0.384	0.384	0.383	(−)

ケース（B）

	JAN.	FEB.	MAR.	APR.	MAY.	JUN.	JUL.	AUG.	SEP.	OCT.	NOV.	DEC.	ANNUAL	
HEAT	8632.4	7996.6	5828.8	3428.2	4561.3	6684.6	11962.5	13215.6	8229.5	3884.6	3446.2	6507.3	84377.6	(Gcal)
POWER	51883.7	46703.3	51899.4	49651.3	24111.4	46871.7	45612.3	44861.9	45980.5	50642.8	24401.5	51911.3	534530.7	(MWh)
FUEL	9968.4	8988.8	9799.1	9249.4	4686.9	8974.4	9101.8	9050.6	8917.0	9465.3	4658.7	9842.8	102703.0	(LNG ton)
EFFI.	0.411	0.412	0.396	0.384	0.415	0.403	0.433	0.440	0.412	0.386	0.403	0.400	0.408	(−)

MAX. EFFI：0.533(8/28 11:00 54.41 Gcal，76.2 MWh，17.3 LNG ton)　MIN. EFFI：0.365(4/20 21:00 2.63 Gcal，102.7 MWh，18.6 LNG ton)

(熱供給零)															
POWER	54984.4	49575.7	53993.1	50882.6	25749.7	49272.7	49909.0	49608.8	48936.6	52038.0	25639.3	54248.6	564838.3	(MWh)
FUEL	9968.4	8988.8	9799.1	249.4	4686.9	8974.4	9101.8	9050.6	8917.0	9465.3	4658.7	9842.8	102703.0	(LNG ton)
EFFI.	0.365	0.365	0.365	0.364	0.363	0.363	0.363	0.363	0.363	0.364	0.364	0.365	0.364	(−)

ケース（C）

	JAN.	FEB.	MAR.	APR.	MAY.	JUN.	JUL.	AUG.	SEP.	OCT.	NOV.	DEC.	ANNUAL	
HEAT	8632.4	7996.6	5828.8	3428.2	4561.3	6684.6	11962.5	13215.6	8229.5	3884.6	3446.2	6507.3	84377.6	(Gcal)
POWER	41694.9	37578.1	42879.2	41975.9	20124.2	38854.3	36825.7	35923.9	37794.9	42812.7	20492.7	42710.2	439666.0	(MWh)
FUEL	7474.5	6747.2	7468.6	7149.5	3608.4	6864.4	6879.6	6815.8	6793.1	7318.1	3595.3	7485.0	78199.4	(LNG ton)
EFFI.	0.458	0.460	0.440	0.425	0.466	0.449	0.488	0.498	0.461	0.428	0.451	0.424	0.455	(−)

MAX. EFFI：0.628(8/28 11:00 54.41 Gcal，56.4 MWh，12.6 LNG ton)　MIN. EFFI：0.365(4/20 21:00 2.63 Gcal，36.7 MWh，14.3 LNG ton)

(熱供給零)															
POWER	44749.0	40407.3	44941.5	43188.7	21738.0	41219.2	41058.0	40599.4	40706.6	44186.9	21712.0	45012.5	469518.7	(MWh)
FUEL	7474.5	6747.2	7468.6	7149.5	3608.4	6864.4	6879.6	6815.8	6793.1	7318.1	3595.3	7485.0	78199.4	(LNG ton)
EFFI.	0.396	0.396	0.398	0.400	0.399	0.397	0.395	0.394	0.396	0.399	0.400	0.398	0.397	(−)

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

表5　AGTJ-100A型×1基をトッピングとする複合サイクルトータルエネルギー供給プラントの総合熱効率

効率 / 運転パターン	月平均最大効率	月平均最小効率	年間平均効率	備考
(1) プラント運転時間6:00～22:00 (21:00～22:00 蓄熱)	58.5%	53.1%	55.4%	Max eff 8月 Min eff 4月
(2) プラント連続運転 (蓄熱なし)	56.6%	52.9%	54.5%	Max eff 8月 Min eff 4月

大となる時間の熱需要を供給しうる熱併給発電所規模を設定しているため，その他の時間帯は，熱需要量よりも熱供給量の方が大きく一部の熱は廃棄する前提となっているため，思いのほか総合熱効率は向上していない。また広域熱供給配管からの熱損失も無視し得ない原因の一つである。

「発電をする場合には，その排熱を出来るだけ有効に使おう」とする発電中心の立場に立つと，わが国の場合は冷房が不要な北欧と異なり，冷房期・暖房期・中間期の季節差および昼間の需要差が大きく，総合熱効率の向上には限りがある。そこで総合熱効率のより一層の向上のために，本試算をきっかけにして「熱需要を燃焼エネルギーでまかなおうとする場合には，先ず高温部で電気・動力をとり低温部で冷暖房・給湯を行う」と言うコージェネレーションの動きが活発化した。すなわち「熱が欲しければ，先ず電気・動力を得た後で熱を得る」との思想である。こうした場合には，総合熱効率は70～80％に向上する。

通商産業省においては，昭和61年5月29日コージェネレーション運営基準検討委員会をきっかけに，一般商用電気系統との連系・その際の予備電力料金のあり方を明らかにした。

昭和62年9月末現在民生部門の建物におけるコージェネレーションシステムは137件，63693 kWに達している。

本稿の終りにあたり，東京大学工学部平田　賢教授を委員長とするコミュニィエネルギーシステム研究会の委員各位に厚く御礼申し上げる次第である。

（☆筆者はコミュニティエネルギーシステム研究会　幹事）

参考文献

1) コミュニティ・エネルギー・システム調査研究報告書，第1報～第4報，(1977～1980)，㈶省エネルギーセンター
2) 平田：機械の研究，13－1，(1979)，p. 159
3) 加納：エコノミスト，(1979－7－3)，毎日新聞社
4) 虎頭，茨木：日本瓦斯協会誌，32－8，(1979)，p. 66
5) 鴻巣，虎頭：日本機械学会誌，83－736，(1980)，p. 253
6) 草野：石油と石油化学，24－7，(1980－6)，p. 282
7) 垣田：電力新報，25－290，(1979－2)，p. 64
8) 垣田：総合エネルギー講座，第6巻，p. 1-99，(1980－1)，オーム社
9) 垣田：計測と制御，Vo 120, No 3 (1981－3)，p. 312
10) 垣田：エンジニアリングフォーラム，No 7 (1986－9)，p. 32～46
11) 省エネルギー技術の応用によるエネルギー高効率利用の調査研究 (1985－7，1986－7) ㈳日本機械工業会，㈶日本システム開発研究所
12) 天然ガス利用システム開発調査 (1986－3，1987－3)，㈳日本ガス協会，㈶日本システム開発研究所
13) 早川一也，垂水弘夫：空気調和と冷凍 (1984－11)，p. 90～99
14) コージェネレーション (日本コージェネレーション研究会機関誌)，Vol 2, No. 1 (1987－3)，p. 130～134
15) 日本コージェネレーション研究会調査研究分科会中間報告書 (1986年度) (1987－5)，p. 155～206
16) 分散型電源システムの最適化に関する調査，(1985－4)，総合研究開発機構，㈶省エネルギーセンター
17) 分散型電源の導入に関わる共通的課題検討調査 (1986－3)，新エネルギー総合開発機構，㈶日本システム開発研究所

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

11. レヒートガスタービン利用 新発電システム

高効率ガスタービン技術研究組合 竹 矢 一 雄

1. はしがき

レヒートガスタービンは現在世界の大勢を占めるシンプルサイクルガスタービンに較べ，構成機器の要素数が多く，そのため複雑でコスト高となり，取扱いも大変であろうとのマイナスの評価が多いことも事実であるが，反面熱サイクル論的に高効率，高比出力といった明白な利点も存在する。

工業技術院ムーンライト計画により，世界にも例の少ない高温大容量の，レヒートガスタービンが日本独自の技術により開発され[1]，複合サイクル化した場合の発電効率（計算値）は世界最高を記録した。

レヒートガスタービンが複合サイクルの高効率化に有効であることは実証されたが，通常の複合サイクル以外にもその特性を活用した新しいシステムの可能性について検討が進められている。レヒートガスタービンによる新発電システムはその一部である。一般に科学技術の進歩には，より高度化，洗練化を計る自己完結型の縦の進歩と，他の技術領域との協調連携により新しい技術の幅を広げる横への展開とがあるが，レヒートガスタービンは横への展開により多くの可能性を秘めている機種ではないかと思われる。

2. 蒸気冷却ガスタービン複合発電

ガスタービンの歴史は高温化への挑戦の記録と称しても過言ではあるまい。高温化指向が耐熱材料の研究に与えたインパクトは大きく，新材料，新製造技術の開発を著しく推進した。しかしながら高温化の要求は材料の進歩をはるかに凌駕し，冷却翼の技術開発が最大の決め手となっている。特に高温部のタービン動静翼では複雑精緻な冷却構造の採用と共に，冷媒に対しても選択の幅が広がりつつある。最も代表的な冷媒は燃焼器流入前の圧縮空気であるが，ガスタービンの高温化につれて最適圧縮比が増大し，圧縮空気の温度が上昇し，冷媒の冷却効果が低下する。タービン入口ガス温度の上昇に伴う冷却熱量の増加，ならびに冷媒温度の上昇が重なり，冷却空気の使用量は著しく増大する。その結果タービン主流ガス量が減少し，高温化の効果は大幅に削減される。従ってガスタービンの入口温度には有効上限温度が存在し，有効上限温度は総合的な技術水準に連動している。冷却翼の技術は構造的な生産技術と共に冷媒の選定も重要な因子となる。冷媒の温度が低いと使用量が節減出来るので，実績の多い実例として冷却用空気をガスタービン本体から分岐し，冷却器で冷却した後供給する方式では，冷却器，配管等での圧力損失により，タービン第1段静翼には圧力が不足するため，動翼の冷却に限定している。

超高温ガスタービンに対する究極の冷媒は水であるとの想定で，水冷ガスタービンの研究は20年以上続いているが，実用時期の見通しは不明である。空気冷却と水冷却を両極とすると，その中間に位置するのが水蒸気冷却がある。水蒸気は気相であり，冷却の基本的メカニズムも空気に類似している。ところで水蒸気の飽和蒸気温度は，断熱圧縮空気温度よりも低温で，予冷空気と同様な効果が得られると共に，供給圧力を自由に設定することが可能で，差圧を大きく選ぶことにより少量の冷媒を複雑な系路で流したり，小さな面積を高流速で流すなど，冷却効率の高い設計が可能となる。

一般論としてガスタービンの高温化に対し，蒸気冷却は有力な手段である筈であるが，蒸気冷却ガスタービンが殆んど存在しない理由は，蒸気の安定確実な供給を外部から受けねばならず，複合サイクル，コージェネレーション等に限定されるため，ガスタービンの大勢である標準化と逆行すること，複合サイクルでは蒸気タービンの中間段

（昭和62年10月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

からの抽気を利用するため，ガスタービン部分での性能向上と，蒸気タービンの出力低下を総合評価すると，現用のシンプルサイクルガスタービン（1100～1150℃）ではあまり効果を発揮しない。しかしながら将来高温化が進み1400～1500℃になれば蒸気冷却の効果は高くなる。

レヒートガスタービンは圧力の絶対値が高いため，冷却空気節減の効果が大きく，また冷却後に主流に混入した蒸気が再燃器で加熱されて低圧タービンでの膨張仕事に参画するため，熱効率，出力の増分が大きく1300℃級でも十分な優位差が認められる。蒸気と空気の物性値の差により，冷却効率の点でも蒸気は優れている。図1は冷却特性比較の一例である。また蒸気冷却を前提とした冷却翼の設計では，翼表面の静圧分布を考慮して翼面のメタル温度を平準化する方法，石炭ガス化プラントではタービン翼表面に附着するダストで冷却孔がプラッギングを起すことが問題になるが，蒸気圧力を間欠的に上昇させて運転中に清掃する方法，等の新しい試みも考えられる。

図2は蒸気冷却レヒートガスタービンによる複合サイクルの試算ヒートバランスである。

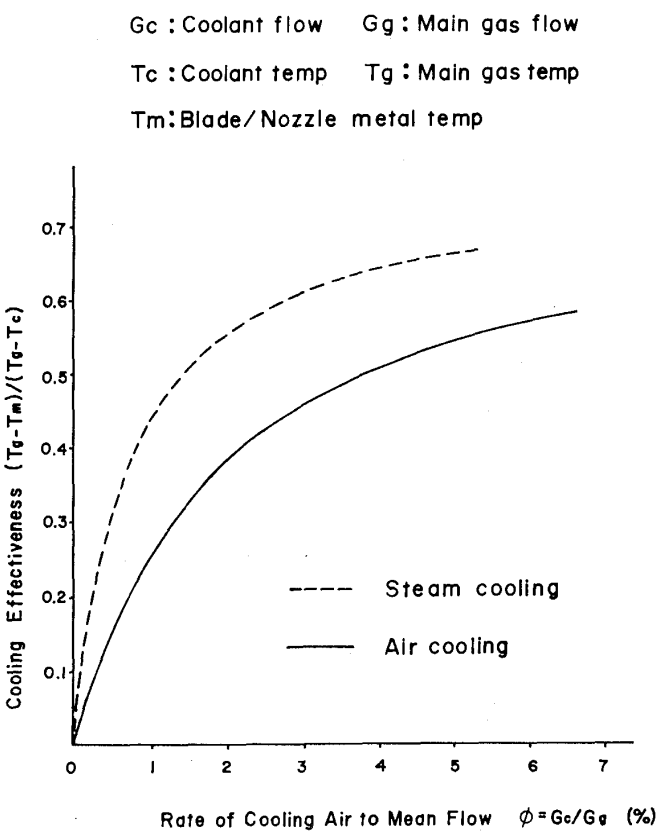


図1　冷却媒体による冷却翼冷却性能

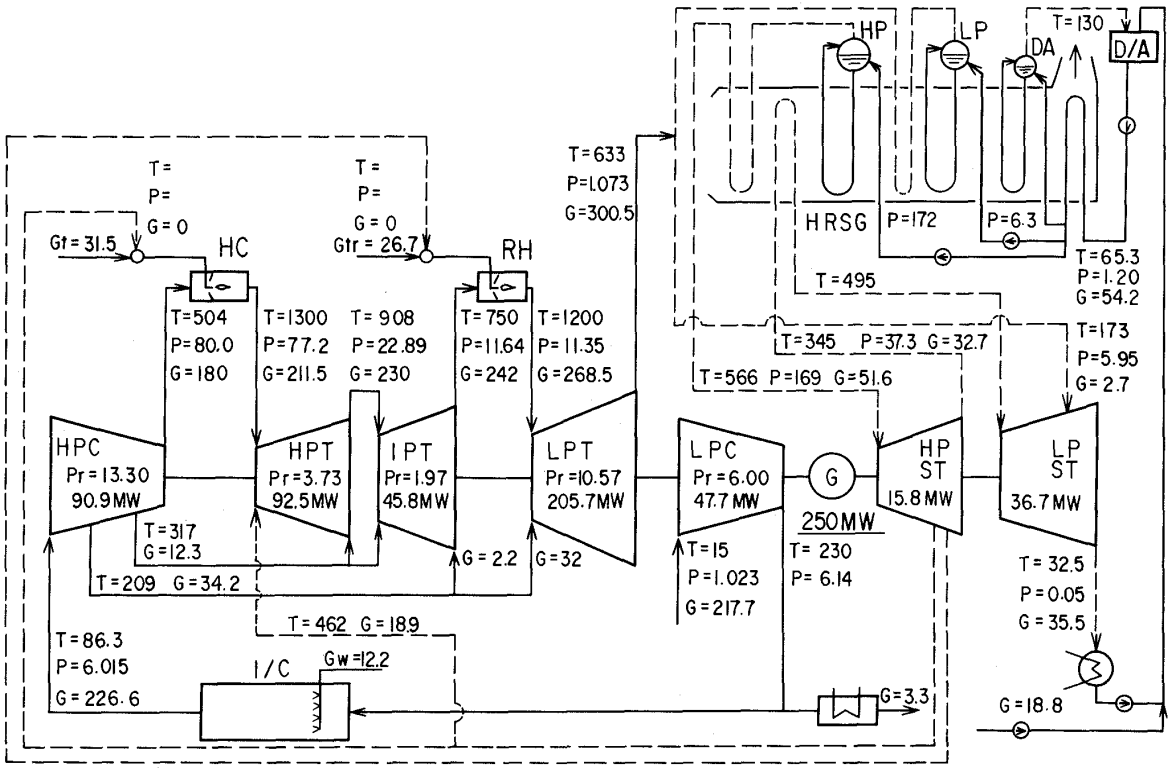


図2　HPT蒸気冷却方式　ヒートバランス HPT/LPT＝1300℃／1200℃
複合サイクル熱効率〔LHV〕＝55.1％

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

3. ガス蒸気混合サイクル（Integrated Gas & Steam Cycle） IGSC[2]。

複合サイクルはガスタービン，蒸気発生器（H-RSG），蒸気タービンを基本構成要素としており，蒸気冷却ガスタービンはシステム内で発生する蒸気の一部を利用し，大部分は蒸気タービンでエネルギーを回収するが，ガスタービンでの蒸気利用率を更に高めるため，燃焼器への蒸気噴射を行なう例がある。従来のシンプルサイクルガスタービンでも低NOx対策として少量の蒸気噴射を実施しているが，複合サイクル効率は若干マイナスになる。また最近コージェネレーション用として小型ガスタービンにおけるチェーンサイクル，航空転用型ガスタービンのSTIGなどは蒸気混入率を高め出力増大を計っているが，いずれも出力当りの建設費低減に主眼を置くもので，熱効率では複合サイクルに及ばない。これに対しレヒートガスタービンは圧力比が高く（40～60），高圧燃焼器に噴射された蒸気の膨張仕事が大きく，しかも再燃焼器で蒸気も再加熱されるため，熱効率，比出力共に標準の複合サイクルよりも上昇する。この方式では蒸気タービンの中圧段からの抽気をガスタービン翼の冷却用と高圧燃焼器への噴射用に分流することになる，両者の比率によって各種の組合せシステムが考えられる。

IGSCで熱効率最高のシステムは抽気背圧，または抽気復水蒸気タービンと併用し，最適の蒸気混入量を選択することで得られる。しかしながら経済性を重視すれば蒸気タービンを廃止して，発生蒸気をすべてガスタービンに供給するシステムが最も優れている。このシステムではHRSGから二系統の蒸気を供給する，一つは低温の飽和蒸気でガスタービンの冷却用冷媒として使用し，他は高温の過熱蒸気で高圧燃焼器への噴射に用いられる。図3は1300℃級のIGSCの特性を，図4はヒートバランスの一例である。図5はレヒートガスタービンによるIGSCと複合サイクルの熱効率の比較で，IGSCは圧縮比と共に性能が向上する。

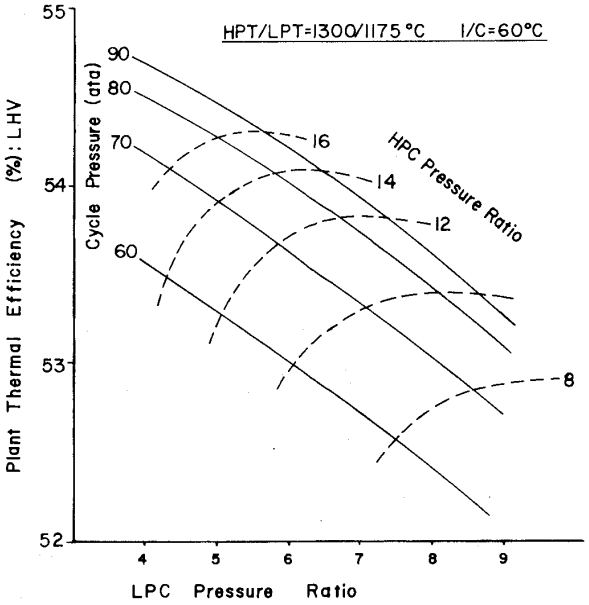


図3 IGSC特性

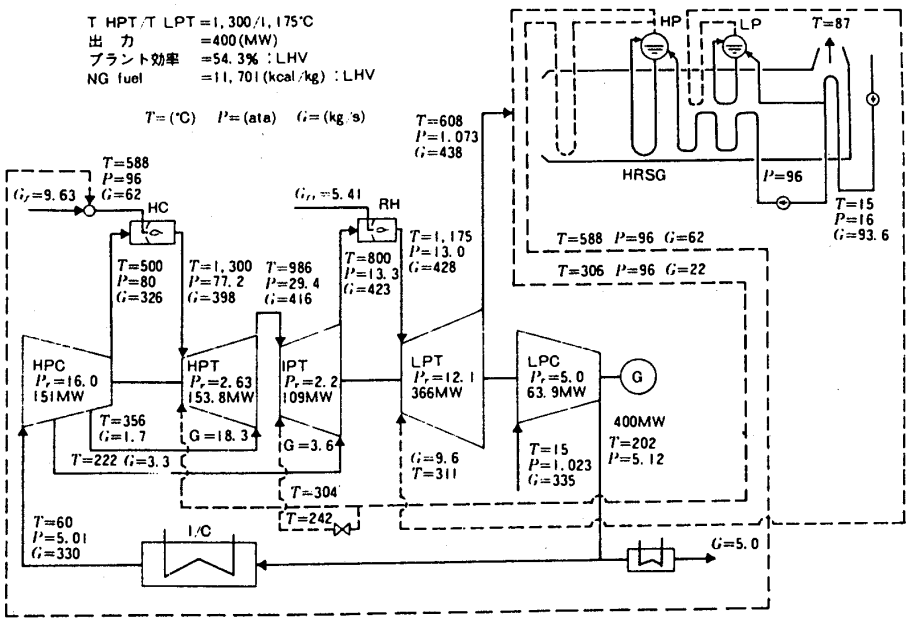


図4 IGSCヒートバランス

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

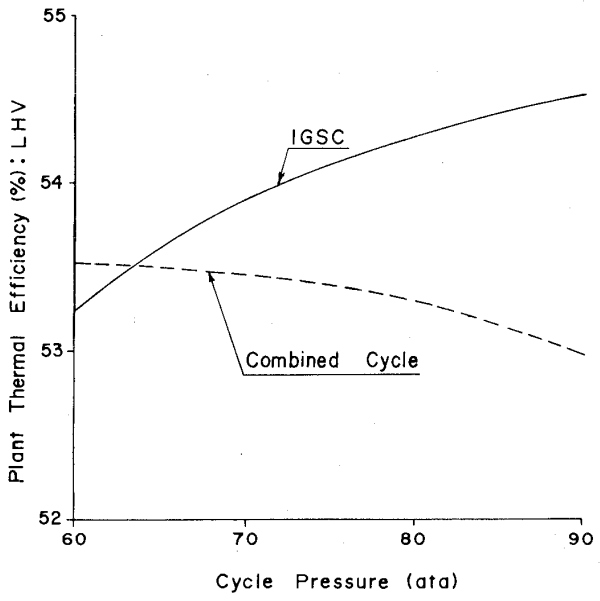


図5 IGSC／複合サイクル効率比較

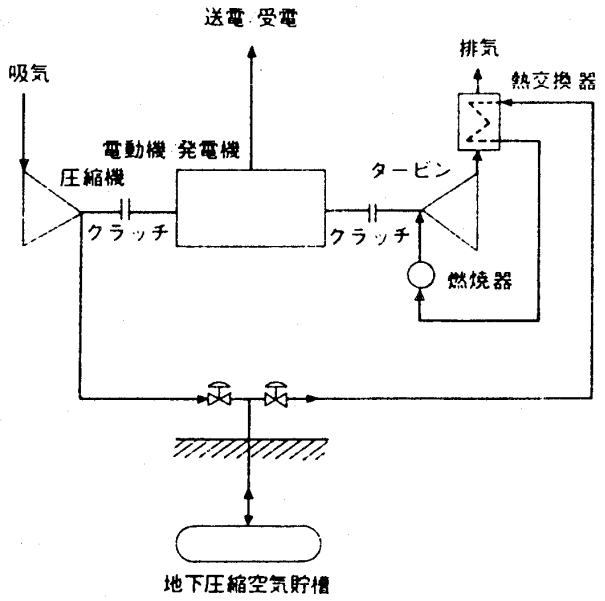


図6 CAESシステム概念図

IGSCの特徴を要約すると，第一に建設費の大幅な低減により，経済性がきわめて高いことである。蒸気タービンが無く，しかもガスタービンの単機容量が図4の例では400MWと非常に大きい。因みに商用の複合サイクルな現在150MWが最大で，次世代機でも約250MWである。一般に，大容量化の限界条件は空気吸込流量，タービン排気流量で制限されるが，図4の400MWは既存の最大容量機と同規模であり，比出力が飛躍的に増加したことを示す。

第二の特徴は低NOxである。環境問題は全世界的に規制はますます強化される。したがってNOx排出基準は低くなり，排気脱硝装置は必要不可欠となるが，脱硝装置の費用を節減するためにも，発生NOxの低減は重要課題である。パイロットプラント（AGTJ-100A）は定格点でのNOx値を150ppmと試算していたが，運転実績は60～70ppmと予想外の好成績であった。原因は中間冷却器での水噴霧による蒸気混入率4～5％に対するNOx低減効果が予測を大幅に上廻ったことにある。IGSCの場合には蒸気混入率は20％にも達するので，NOx発生量は劇的に減少するものと期待される。

第三の特徴は，ガスタービンの高温部冷却に蒸気が使用できることである。蒸気冷却の効能は前項に述べた通りである。

以上はIGSCの利点であるが，反論として話題になるのが淡水の消費量が多いことである。発電原価といった経済的な立場からは，消費される水の価格を燃料費に加算して，等価燃料費としての原価計算を行うことで評価できるが，試算によると資本費の大幅な減少により十分高い経済性が確保される。他方社会的立場からは水資源の浪費は極力抑制すべきであるとの議論が発生する。これに対しては例へばLNGの様なクリーン燃料（S分を含まないもの）の発電プラントを想定すると，HRSGの出口にアフタークーラーを設けることで排ガス中の水蒸気ミストを復水し，利用水の再循環が可能であり，外部からの補給水を節減あるいは不用とするシステムも考えられる。

4. 電力貯蔵の新方式（New CAES）[3]

電気事業における負荷の平準化のための調整機能は，ますます重要度が増しつつある。現在はその機能をほとんど揚水発電に依存しているが，欧米では電力貯蔵の新分野として，高圧空気を地下に貯蔵するCAES（Compressed Air Energy Storage）方式が評価，検討されている。

CAESの基本概念は，図6に示すように，ガスタービン構成要素のうち，圧縮機部分と，燃焼器およびタービン部分を分離し，発電・電動機を中央にその両側にクラッチを介して両者を配列し，深夜の余剰電力で空気圧縮機の運転し，高圧空気を地下空洞に送気する。昼間のピーク時には，貯蔵空気を燃焼器で加熱しタービンに送り発電する。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

このシステムは構成機器の体格に比し，ピーク出力が大きく，また深夜受電電力量よりも発電電力量が多くなる。因みに揚水発電では発電電力は平均70％に目減りする。

CAESでは地下の空洞建設費が経済性を大きく左右する。各種試算[(4)〜(6)]の結果では，最適深度は400〜600m（40〜80ata）であり，高圧貯蔵のため多段中間冷却型の圧縮機と再熱タービンを採用する例が多い。タービン排熱は低温の貯蔵高圧空気との再生熱交換器で回収する。欧米で現在検討中のCAESは一般に高圧タービンには比較的低温（600〜800℃）のガスエキスパンダーを採用し，再燃後の低圧タービンには高温の標準型（1,000〜1,100℃）を使用する案が多い。システム的には図6に示す通り，クラッチの切替えにより1日2回の起動停止操作を繰返す方式を採用している。

この方式では，ガスタービンおよび圧縮機の利用率は15〜25％と低く，発電原価に占める固定費率が大きくなる。揚水発電との経済比較では総建設費の低減，特に地下貯蔵設備の建設費の低減が必要不可欠で，西独での実例のように岩塩層を利用する等の立地条件の制約が大きい。

これに対し図7はレヒートガスタービン技術を応用したNew CAESシステム[(7),(8)]で，このシステムの特徴はクラッチによる切替を廃止し，地上機器は連続運転とし，毎日の負荷変動に対応して三つの基本モードを選択する。すなわち深夜の不需要期には，燃焼器・タービンへの流入空気を最小限に絞り，空気圧縮機は逆に可変翼機構で最大量を吸入する，その結果動力は不足するので外部から電力の供給を受ける。圧縮された空気の大部分は地下の貯気槽に蓄積される。つぎに昼間のピーク需要期にはタービンへは定格量の空気を供給し，圧縮機の吸入量は最小とし，不足分は地下貯気を補給する。その結果タービン出力と圧縮機入力の差が広がり，ピーク出力が増加する。第三のモードは中間負荷帯に適用するもので，圧縮機とタービンの流量をバランスさせる。この状態は通常の再熱再生ガスタービンサイクルに担当する基本モードであり，熱効率は47％（LHV）とDSS火力に匹敵する。地上設備に対する地下設備容量の割合は基本モードとピークモードの割合に対応するものであり，このシステムでの運転形態は図8のパターン表現，表1の性能からも明かなごとく，DSS発電設備と単純電力貯蔵設備を重ね合せたものと理解することができる。

本システムの経済性評価は，地上設備はDSS発電設備との比較，地下貯蔵設備は揚水発電設備との比較とそれぞれ分離することでより明確になり，地下設備の限界投資許容量が増加するので，大需要地に近い沿岸火力発電所に併設することも可能となり，電力平準化の新戦力となることが期待される。

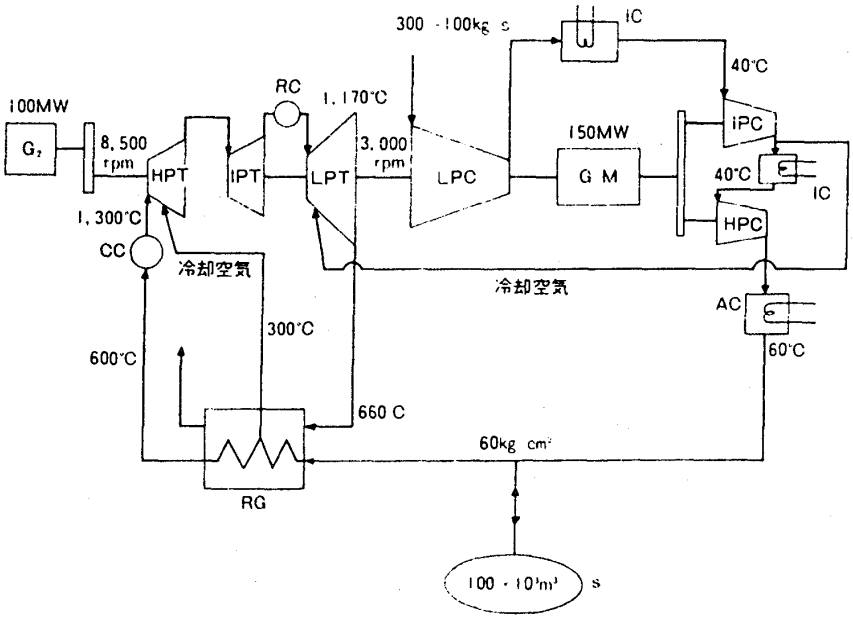


図7 New-CAESサイクル線図

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

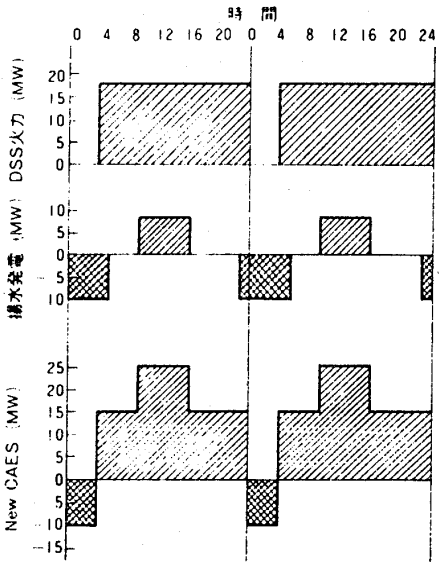


図8 New-CAES 運用パターン

表1 NeW-CAES モード別性能

	圧縮機		タービン	正味電気
	吸気流量 (kg/s)	動力 (MW)	出力 (MW)	出力 (MW)
定格運転	242.5	121	291	170
ピーク運転	100	50	292	242
深夜運転	300	150	50	△100

5. CO-O_2 セミクローズド複合サイクル[8]

CO_2 ガスを作動流体とするセミクローズド・レヒートガスタービンと蒸気タービンを組合せた複合発電システムで，特殊なトータルエネルギーシステムの一部であるが，非常に高い発電効率が得られる。この概念は米国MITで研究が進められているもので，原子力の高温ガス炉，石炭ガス化炉，原子力製鉄等のエネルギーコンプレックスでの，中間生成されるO_2，N_2，CO，N_2 の中からガスタービン燃料，および酸化剤としてCOとO_2 を利用するものである。図9のサイクル線図はこのシステムの一例で，発電端熱効率（HHV）は60％以上が得られ，比重量の大きい CO_2 を作動させるため，比出力が大きく大容量化にも適している。図10は特性図で，ガスタービン単体でも50％以上の熱効率が得られる。

このシステムでは，圧縮機，タービン，熱交換器類については，既存技術が利用できる。特に高温タービンでは不活性ガスのCO_2 が主流，冷却系に使用されており，高温酸化，アルカリ塩による高温腐食の問題もなく，通常のガスタービンよりも有利である。したがって，本システムでの技術面の成否の鍵をにぎるのは燃焼器，再燃器である。不活性ガス中に，CO とO_2 を理論当量比で供給し，短時間に高速で酸化反応を完結させる必要がある。燃焼器の構造に関しては，噴射ノズル，保炎環等実験的に研究を進めることで常識的な燃焼効率は得られる可能性が高いが，微量の CO，O_2 が残留しタービン，HRSG に流入する。そこでHRSGの適温域に酸化触媒による脱CO装置を設け，排気のCO_2 純度を高めることが望ましい。燃焼により追加生成された，CO_2 はトータルシステムではメタノール合成の原料となる。

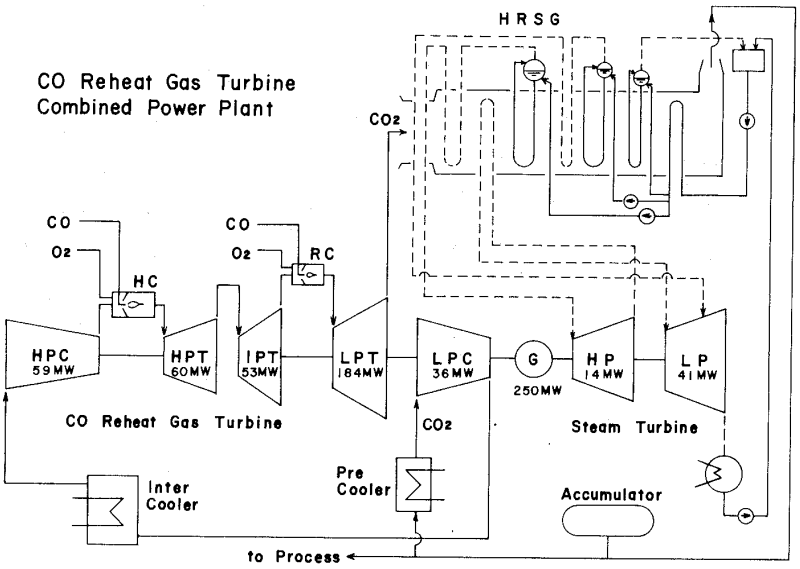


図9 CO-O_2 セミクローズドガスタービン複合サイクル線図

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

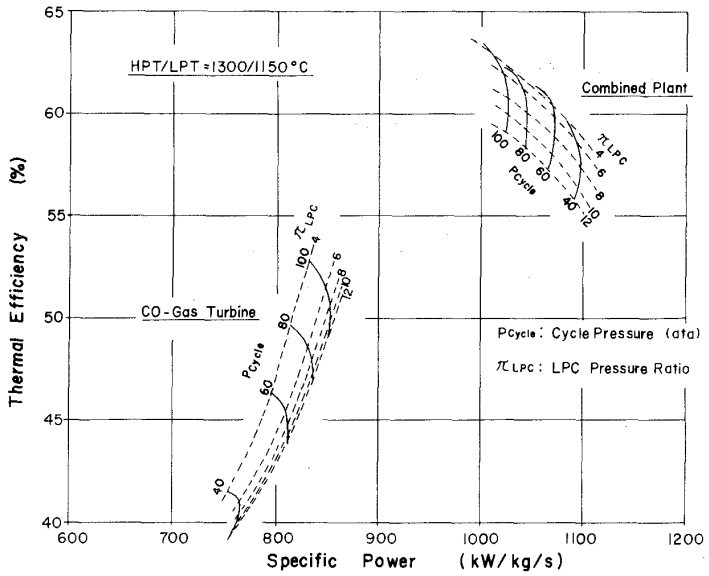


図10 CO-O_2 セミクローズドガスタービン複合サイクル特性図

この発電システムは熱効率が極めて高いことと共に低公害性の立場からも画期的な特性を持っている。化石燃料による発電プラントで発生する公害対象物は，大気汚染に関してはSOx，NOxが，また大気圏のグローバルな環境影響としてCO_2の増加が，熱放散では温排水が一般に指適される。これに対し本システムではSOx，NOxは本質的に全く発生しないし，生成されるCO_2は高純度で化学プラントの原料となるので大気への放散はない。温排水は蒸気タービンの復水器，熱交換器の一部から発生するが，発電出力当りの放熱量は複合サイクルの場合よりも更に少ない。したがって極めて低公害な機器である。

システムの経済性評価に際しては，供給されるCO, O_2の圧力，温度条件，原料単価および副生成物 CO_2の引取価格によっても大きく影響されるので，単に見掛けの熱効率だけで論ずるのは早計であるが，将来の地球レベルでのエネルギー政策の一環として，核熱利用技術の一つの選択肢としては有望である。

6. あとがき

ムーンライト計画による“高効率ガスタービンの研究”も10ヶ年の研究開発の最終段階に入った。

レヒートガスタービンは元来複合サイクルとしての発電効率向上を目的とした機器であるが，その特性を解明されるとともに，各種の応用システムへの幅広い利用の可能性が明らかになった。

本文では発電を主体とした利用技術の一端を紹介したが，更に熱併給との組合せ等にも利用技術の可能性は広がるものと期待する。

（注）

(1) K. TAKEYA : Outline of Plan for Advanced Reheat Gas Turbine, ASME Transactions Oct 1981 Vol. 103

(2) K. TAKEYA : Performance of the Integrated Gas & Steam Cycle (IGSC) for Reheat Gas Turbines ASME 87-GT-264

(3) 竹矢一雄：レヒートガスタービン技術を応用した高性能発電システム，省エネルギー 1987-10, Vol. 39 No11

(4) 林 正夫：深部の軟岩中での圧縮空気貯蔵ガスタービン発電の可能性，システム総研論文集，1986-12

(5) 林 正夫：圧縮空気貯蔵ガスタービン発電による分散型の大電力貯蔵の新システム，土木学会シンポジウム 1987-2

(6) 三菱重工㈱，㈱間組：CAES発電システム性能と経済評価，土木通信杜講習会，1986-11

(7) 竹矢一雄：レヒートガスタービン技術を応用した高性能新発電システム，日本ガスタービン学会特別講座，1986-9

(8) 竹矢一雄：レヒートサイクルガスタービン技術とその様々なバリエーション，産業技術研究所ガスタービン利用技術セミナー，1987-4

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

技術論文

無人機用ジェットエンジンのセラミック軸受の研究

防衛庁技術研究本部第三研究所　吉川雄二
防衛庁技術研究本部第三研究所　北村昌之
防衛庁技術研究本部企画部　三宅公誠
三菱重工㈱名古屋航空機製作所　平田文一
光洋精工㈱技術本部　六角和夫

1. 緒言

ミサイル，RPV（遠隔操縦機），標的機と言った無人機の推進用に使用されるジェットエンジンの場合，“使い捨て”もしくは“短寿命（数フライトでオーバーホール，数十時間のエンジン寿命）”と言う，有人機とは全く次元の異なった特質がある。このためこの種のエンジンには，一般的な要求である，軽量小型，高出力，高信頼性のほかに，特に“安価”が要求される。

軸受潤滑方式においても，表1に示すように，世界の実用のエンジン[1)2)3)4)]では有人機のようなオイル循環潤滑と言った本格的な軸受潤滑方式はできる限りとらず，努めて簡単な軸受潤滑方式を採用しこの“安価”をねらっている。

表1　主要な実用エンジンの軸受潤滑方式

エンジン名	潤滑方式		備考
	前部軸受	後部軸受	
J402-400	オイルポッド（油溜め）	グリース	ミサイル用
J402-700	同上	燃料ミスト（潤滑後，燃焼ガス中に混入）	標的機用
J402-401	同上	同上	中距離ミサイル用
WR24-7	オイルミスト	同左	標的機用
NPT301	オイル消費型（遠心力によるオイル噴出潤滑後，吸入空気に混入）	同左	多用途型 オイル供給は，パルスモータによる。
J69	オイル循環	同左	高速標的機用 有人機エンジンの潤滑システムと殆ど同じ。
F107-WR-100	グリース	オイル循環（前部軸受以外の軸受）	WR-19 の派生型 巡航ミサイル用

（昭和62年7月1日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

一方無人機も対空火器，レーダー等の対抗手段の発展に伴って，今後さらに高速化，長射程化が予想されることから，エンジンはますます高温，高回転化を要求され，その軸受環境は一層厳しいものとなる。特に後部軸受の場合，その周囲環境は高温で使用条件が厳しいため，従来の軸受方式では対処困難となることが予想される。

近年，エンジニアリングセラミックスは，従来の金属材料では到達できない新しい応用分野への可能性を求めて活発な開発が進められているが，窒化けい素セラミックがころがり軸受に有効でかつ十分実用に供し得るレベルに到達してきた[5]。このセラミック軸受を無人機用エンジンに使用した場合，その耐熱性・耐摩耗性良好，低密度と言った特徴から，従来の軸受形態を変えずに安価に，さらに高性能化を図れる可能性がある。

しかしセラミック軸受のジェットエンジンへの応用例は少なく，Teledyne CAE社のJ402ターボジェットエンジンでの実機テストが目立つ程度である[6]。これも短時間の無潤滑運転能力を示したが，セラミック製の内輪と金属軸とのはめあい部に問題があり満足な成果は得られていない。

そこで，本報では最も軸受環境が厳しい後部のころ軸受に対して内輪，外輪のはめあいの問題の発生を避けるため“ころ”のみセラミック（ホットプレス窒化けい素：Si_3N_4，焼結助剤：$Y_2O_3-Al_2O_3$（5～7 wt%））化し，ステンレス鋼SUS440Cの内輪，外輪と組み合わせた複合軸受をリグ試験，実機エンジンでの加振試験，運転試験により従来の金属軸受と比較し，軸受へのセラミック材適用の可能性と有効性とを検討した。

2. 供試セラミック軸受

今回の試験に供したエンジン用軸受の構成及び寸法を表2に示す。軸受は貯蔵性及び耐熱性などその特殊環境での使用を考慮し，内輪，外輪に軸受用ステンレス鋼（SUS440C）を用い，ころをホットプレス窒化けい素とした。また，保持器は外輪案内方式を用いた。このセラミック軸受の外観を写真1に示す。なお，“ころ”はホットプレス窒化けい素平板から，X線，超音波探傷で有害な欠陥のないことを確認ののち，ダイヤモンド砥石で削り出し，その後蛍光探傷により，割れ，欠けなどが存在しないことを確認して用いた。

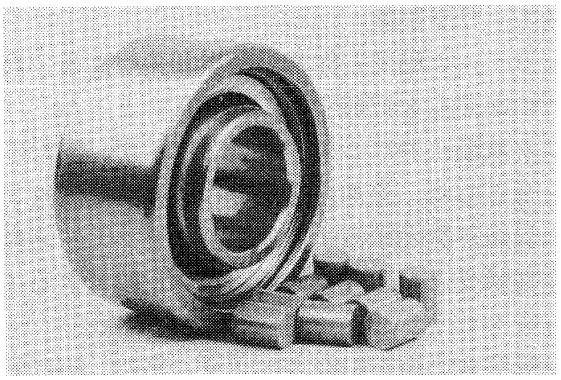


写真1　セラミック軸受の外観

また供試エンジンで使用している内輪，外輪，ころすべてがステンレス鋼の軸受（金属軸受）も使用し，比較できるようにした。

3. 試験の内容

実機エンジン環境下での試験にすべての評価項目が集約されていると考えられることから，実機エンジンとして，小型ターボジェットエンジンを使用してセラミック軸受の検討を行った。このエンジンはグリース潤滑方式であるが，試験用にオイルミスト潤滑も可能な構造となっている。また，後部軸受（円筒ころ軸受）は圧縮機出口空気の雰囲気中にある。

高温，高回転での限界的な評価は，実機エンジンでの試験に先立ってリグ試験で実施した。

表2　供試軸受の構成及び寸法

軸受の種類	材質				主寸法	
	内輪	外輪	ころ	保持器	内径	外径
セラミック軸受	ステンレス鋼 SUS440C	ステンレス鋼 SUS440C	窒化けい素	鉄−けい素青銅 AMS4616	φ17	φ40
金属軸受	〃 〃	〃 〃	ステンレス鋼 SUS440C	〃 〃	〃	〃

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

3.1 リグ試験

セラミック軸受と従来の金属軸受の高温，高回転での限界点を把握することを目的とした。

リグ試験における条件を表3に示す。潤滑はグリースとした。急加速始動を行い軸受温度及び振動に異常が発生するまで運転し，セラミック軸受と金属軸受との限界性能の差異を比較できるようにした。

試験装置の構造を図1に示す。高温，高回転における軸受性能確認のため，装置には任意の温度に設定可能なヒーターと駆動スピンドルを備えている。駆動スピンドルは試料を組み込む高温ハウジング側と分離されて取り付けられており，高回転が可能な構造となっている。駆動軸と試料を組み込んだ軸とはクイルシャフトで連結され，ミスアライメントの吸収と試料の損傷により回転不能となった場合にクイルシャフトが切断することで駆動軸と試料取付軸とが分離される構造となっている。また供試軸受に損傷が発生した場合，ハウジングに取り付けた加速度センサー及び軸受外輪に接触して取り付けられている温度センサーで異常を検出し装置を停止させることができる。

表3 リグ試験における運転条件

周囲圧力	大 気 圧
軸受部周囲温度	370 ± 5 ℃
回転数（定常時）	46,000rpm
加速時間 (0〜46,000rpm)	10秒以内
作動時間	軸受温度，振動に異常が発生するまで

3.2 実機エンジンによる試験

3.2.1 加振試験

セラミック軸受を実機エンジンに組み込んだ場合の基本的な強度の検討として，特に耐振動性を検討することを目的とした。

無人機の場合の運用は，機体を航空機，車両等の手段で目的地近くへ運搬後発射装置で射ち出し，機体は自立飛行に入るという形態をとるため，無人機用エンジンには機体の他要素と同程度の耐振動性が要求され，これらと同様な運用を模擬した試験を必要とする。よって，セラミック軸受を小型ターボジェットエンジンに組み込み米軍の環境試験法MIL−STD−810C（注：MIL−STD−810Cは1983年に破棄され，MIL−STD−810Dに改編されている。）を参考として，図2のような加振モードで試験を行った。加振方向は基本特性の評価のためZ軸（上下）方向のみとした。エンジンは写真2に示すように両端治具で固定し加振機に搭載した。加振試験の場合問題となる制御については，治具の影響を排し，加振モードの振動レベルがエンジンに確実に加わるように，また過大に加わらないように加振制御点を選定した。

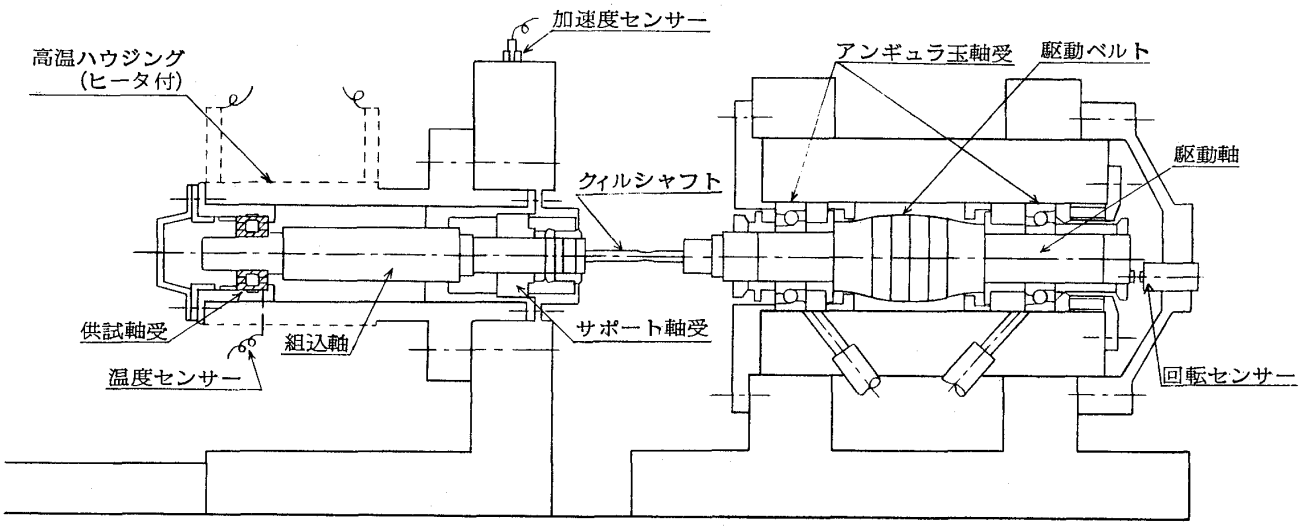
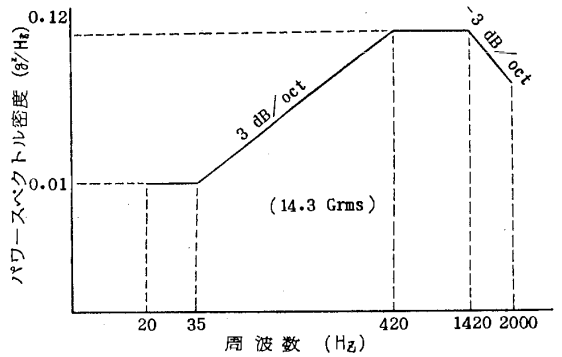
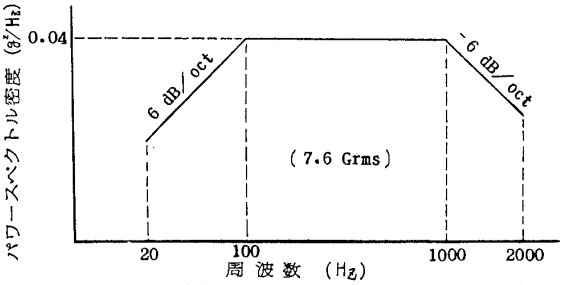


図1 リグ試験装置

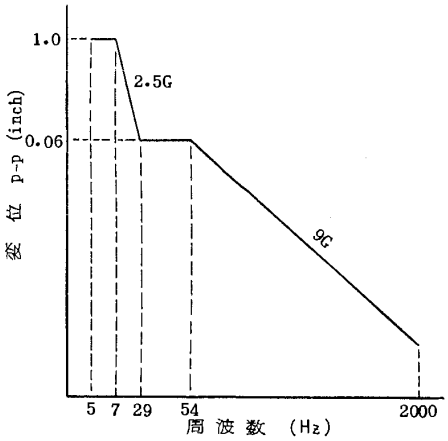
Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/09/16



(1) ランダム加振 (その1) (60 分)



(2) ランダム加振 (その2) (30 分)



(3) 正弦波加振 (30 分)

図2 加振試験モード

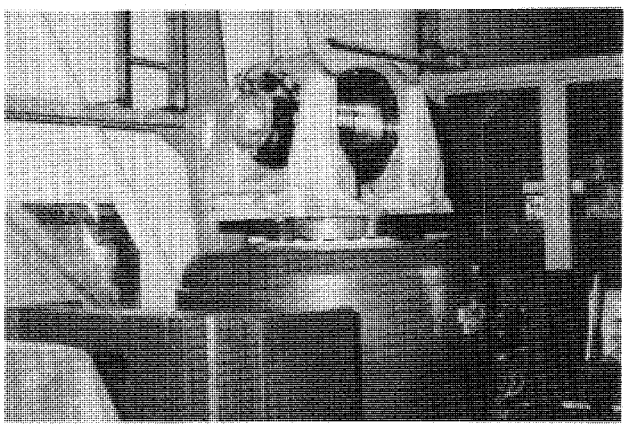


写真2 加振試験状況

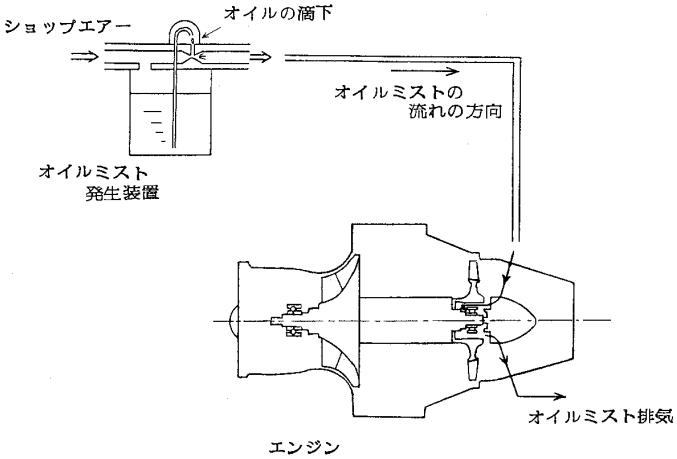


図3 オイルミスト潤滑系統図

3.2.2 運転試験

セラミック軸受の実機エンジンでの運転可能性と有効性とを検討するため運転試験を行った。エンジン運転は地上静止状態で行い，回転数は43,000rpmとした。潤滑方式は無人機エンジン用として有効なグリース潤滑とオイルミスト潤滑の2つの方式で検討した。

3.2.2.1 グリース潤滑による運転試験

グリース潤滑下でのセラミック軸受特性を検討するため30分間の耐久試験を行った。軸受温度の計測はシース接地型CA熱電対，軸受の外輪に先端が接地するようにした。グリースはフッ素系耐熱グリースを用いた。この基油は，パーフロロアルキルポリエーテルで，増稠剤は，四フッ化エチレン樹脂である。また，25℃での混和稠度は275である。

3.2.2.2 オイルミスト潤滑による運転試験

オイルミスト潤滑下でのセラミック軸受特性を検討するため，オイル（潤滑油）の最小必要量を調査し，金属軸受と比較するとともにセラミック軸受の60分間の耐久試験を行った。運転設備は，前項の運転設備のほかに図3のようなオイルミスト発生装置を付加し，冷却空気は，ショップエアーを使用して，空気量を約0.004kg/sに設定した。オイルミストは，セラミック軸受内輪軌道面に向け噴射した。オイル量の計測はオイルの滴下

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

数により行った。

またセラミック軸受組み込み時の軸振動を検討するため，前部軸受付近の軸心部に振れまわりセンサーを，エンジン後部の外殻に加速度センサーを取り付け振動解析できるようにした。

オイルの最小必要量の調査のための運転方法は，回転数43,000rpm，空気量約0.004kg/sで受軸温度が安定するまでエンジンを運転し，その後オイル供給量を段階的に減じてゆき，この軸受温度が上昇傾向を示すまでオイル量を減らした。この傾向（オイルの最小必要量）の調査を金属軸受及びセラミック軸受の2種類について実施した。60分耐久試験の運転方法は，上記運転試験結果をもとに金属軸受でのオイル最小必要量で回転数43,000 rpm にて 60 分間運転した。オイルはMIL－L－23699を使用した。

4. 試験結果及び考察

4.1 リグ試験による限界性能

試験結果を表4に示す。この表から分るように高温雰囲気下ではグリースの蒸発により金属ころ軸が極めて短時間で焼付を発生，回転不能となるのに比べ，ころのみセラミック化することで約3倍の寿命となり，しかもセラミックころの特徴である耐熱性により焼付などの異常はなかった。またセラミックころにも割れ，欠けなどは発生しなかった。

今回の試験で，セラミックころ軸受は試験開始後70～75分でグリースの蒸発により軸受温度が上昇（410℃以上）し，保持器，案内面回転トルクが大となりクイルシャフトの破断により停止に至ったと推察される。ころと内輪，外輪に焼付が発生しなかったことはセラミックころの非凝着性を有効に利用した結果と言える。

表4 リグ試験結果

項目	セラミック軸受	金属軸受
周囲圧力（気圧）	1.01	1.01
周囲温度 （℃）	370 ～ 380	368 ～ 376
軸受温度 （℃）	368 ～ 382	368 ～ 380
回転数 （rpm）	46,000	46,100
加速時間 （秒）	8	8
作動状況	試験開始後70～75分で軸受温度が上昇。焼付は発生せず。金属製内外輪の軌道が摩耗。	試験開始後21～25分で，ころ，内外輪に焼付発生

4.2 耐振動特性

加振試験後の軸受の調査結果を表5に示す。この結果，セラミック材料の欠点である脆性についてはころに割れ，欠けなどは発生せずまた蛍光浸透探傷等でも異常は認められず，当該材料が軸受材料として十分な靱性を有することが判明した。

加振後の軸受は内輪軌道部全周に当たりによる2μmの摩耗が認められた以外特にハク離等の異常はなく，その継続使用は可能な状況であった。これらのことからセラミック軸受の耐振動性は実用上十分であると考えられる。また，この当たりによる2μmの摩耗が見られたことは，仮に大きな力の振動が軸受に加わった場合でも，その損傷過程の第一段階はこの軌道面の当たりによる摩耗であることを示している。つまりセラミックのころを使用した場合，その欠点である脆性のため急激に破砕に至るのではなく，その前兆として軌道

表5 加振試験後の軸受調査結果

項目			状況または調査結果
内輪軌道			ころの幅で全周に当たりあり。片側のエッジ部でわずかに摩耗あり。
外輪			軌道，鍔異常なし。保持器案内面に全周に当たりあり。
ころ			全数，キズ，割れなく良好。
保持器	ポケット		わずかにころとの当たりがあるだけでメッキのはがれもなく良好。
	案内面		わずかにすりキズのような当たりがあるだけで，メッキのはがれもなく良好。
回転精度（μm）	ラジアル振れ	内輪	2 （試験前 2）
		外輪	3 （〃 2）
	横振れ		2 （〃 2）
摩耗量（μm）	内輪軌道		2
	外輪軌道		2
	ころ		0
ころの蛍光浸透探傷			異常なし

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

面に摩耗現象が表われるものと思われる。このことはその損傷過程が金属軸受の摩耗と同じであり，従来の金属軸受と同様な要領で使用できることを示している。

4.3 グリース潤滑機能

グリース潤滑による30分間の運転試験において，エンジンは回転数約43,000rpmで安定に作動することを確認した。金属軸受では高温，高速回転下でグリース潤滑を用いた場合，基油の蒸発と回転によるグリースの飛散により油切れを生じ，早期焼付を起こすことが多いが，耐熱性を有するセラミック転動体との組み合わせにより，これまで金属軸受で実施した時の結果に比べて長時間の運転が可能であることが分った。すなわち同じグリース量とした場合，セラミック軸受は金属軸受に比べて長時間運転できるわけである。このことは無人機のような場合，グリース潤滑という最も簡単な潤滑方式でより長時間，より長距離飛行できるという特徴を有することになる。このようにリグ試験時と同様，実機エンジンにおいてもセラミック軸受のグリース寿命が長くなることを確認した。

4.4 オイルミスト潤滑におけるオイルの最小必要量の検討

一般に軸受ではオイル（潤滑油）量を減ずると図4に示すように軸受温度は下降し，ある量（オイルの最小必要量）を越えると潤滑不良により急激に上昇し不安定となる[7]。

オイルミスト潤滑では冷却は空気で行い，オイルはミスト状となり主として摩擦の軽減の働きをしているため，冷却空気を一定のままオイル量を減じるとある量までは安定に作動するが，その量より減じると不安定になると考えられる。

本試験でこのオイルの最小必要量を調査した結果が図5である。この図から分るようにセラミック軸受の場合，0.04CC（約2滴）/min（1滴＝約0.02cc）にオイル量を減少させても軸受温度は上昇せず，オイルの最小必要量は0.04CC（約2滴）/min以下と考えられる。これに対し金属軸受の場合は0.2cc（約10.0滴）/min以下になると，軸受温度の上昇が認められたことから，金属軸受のオイル最小必要量は0.2cc（約10.0滴）/minと判断され，セラミック軸受のオイル最小必要量は金属軸受の数分の1であることが分った。このオイル消費量の少ないこともグリース潤滑での検討と同様にセラミック軸受の大きな特徴の1つであり，オイル供給システムの小型化，軽量化を可能にするものである。

4.5 耐久性

耐久試験の結果は図6，7に示すように，回転数約43,000rpmで，グリース潤滑が30分間，オイルミスト潤滑が60分間それぞれ安定に作動することを確認した。図7で軸受温度が圧縮機出口空気温度より低いのは，オイルミストの冷却空気にショップエアーを使用したためである。また軸受の分解調査でも異常は認められず，さらに長時間の運転が可能と考えられるところから，耐久性の見通しが得られた。

4.6 運転時の振動特性

セラミックは，一般に金属に比べてヤング率が大となるため，外部からの負荷に対し，変形が少ないという特性を有しており，ころがり軸受は，転動体と軌道輪（内輪，外輪）が局部的なころがり接触下で使用されるため，接触部の変形の差異により振動レベルに影響が出ることが考えられる。

また，今回の試験に用いた窒化けい素は熱膨張

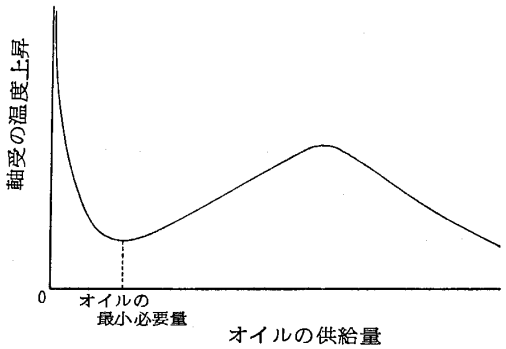


図4　一般的なオイル供給量と軸受温度との関係

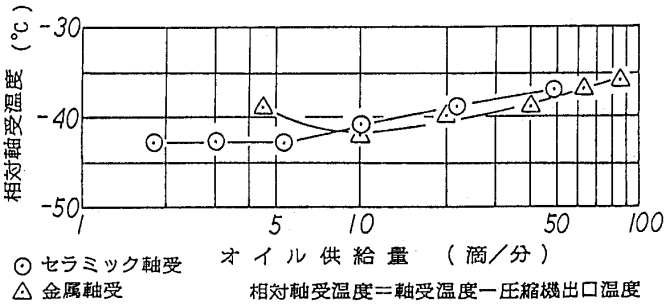


図5　オイル供給量と軸受温度の試験

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

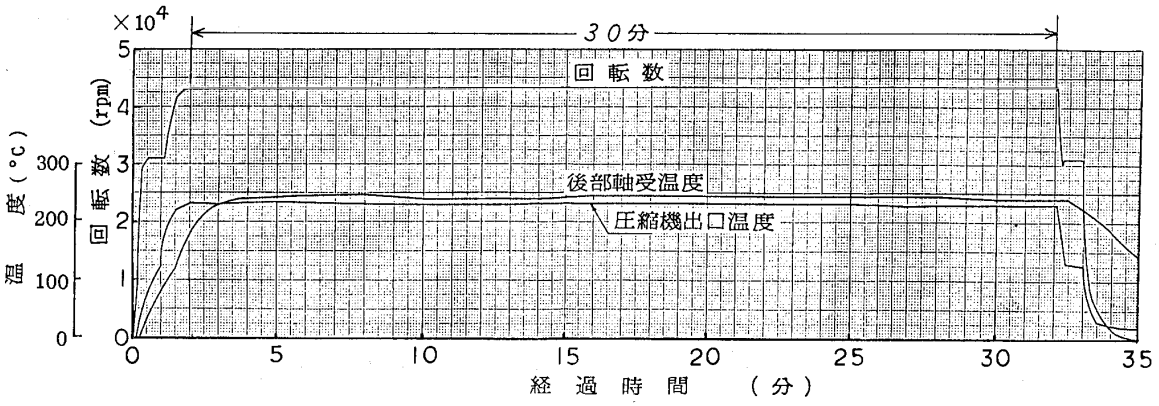


図6 30分耐久運転試験結果（グリース潤滑）

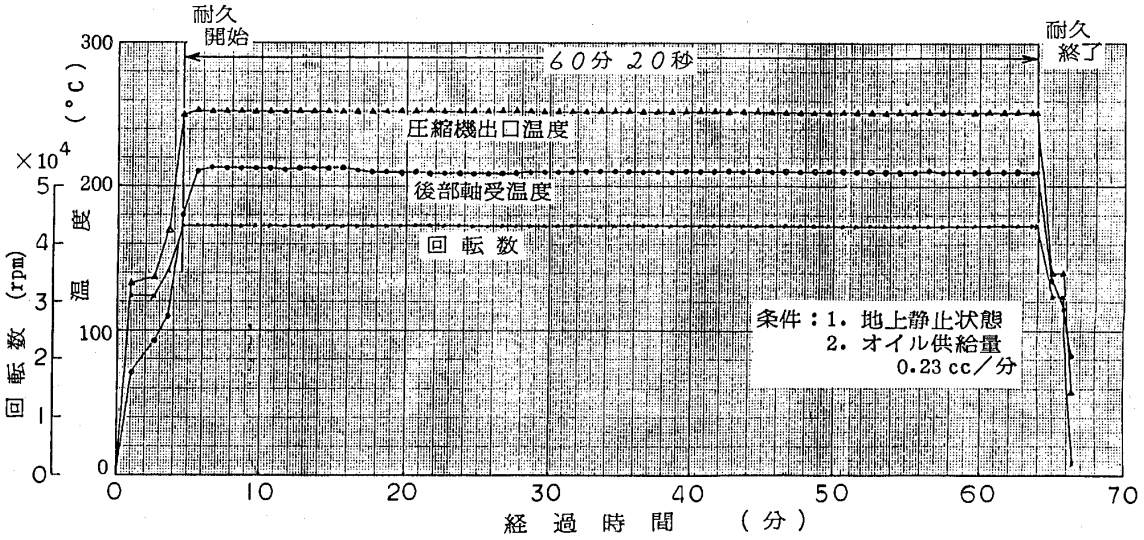


図7 60分耐久運転試験結果（オイルミスト潤滑）

係数が軸受鋼の4分の1程度であることから，運転時の昇温を考慮し，軸受すきまを選定する必要があるが，転動体を窒化けい素とすることで昇温によるすきまの変化も小さくすることができ，金属軸受とセラミック軸受の運転温度におけるすきまが同等となるよう初期すきまを変えた。

よって，定格回転数（43,000 rpm）において，この振動への影響を調べるため，振れまわりセンサーとエンジン後部の外殻に取りつけた加速度センサーとの出力を周波数分析した。しかし，その結果はセラミック軸受と金属軸受とに特に注目すべき差違は認められなかった。

4.7 セラミック軸受の高温，高回転における性能の検討

一般の使用条件下では，転動体の遠心力は外部からの負荷に比べ軽微であり無視できるが，高速，軽荷重の場合はこの影響を考える必要がある。

転動体の遠心力は（1）式で表わされ，窒化けい素はステンレス鋼に比べ比重が1／2以下であることより，外輪と転動体の接触部での遠心力も軽減されることになる。

$$K = M\frac{dp}{2}\omega_m^2 \quad \cdots\cdots (1)$$

ただし K ：遠心力
M ：転動体の質量
dp ：軸受のピッチ円径
ω_m：回転角速度

また高速回転では，遠心力のためグリースの飛散による潤滑不良が発生しやすく，さらに高温条件が加わればグリース基油の蒸発損失により軸受の潤滑は極めて悪くなることが予想される。

従来の金属製軸受ではこれら潤滑の不良と遠心力による荷重増加などで焼付を発生しやすいのに比べ，転動体にセラミックを用いることでセラミック自身の特徴である低密度，耐熱性及び金属との非凝着性により焼付が起こりにくくなるはず

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/

であり，リグ試験と実機エンジンでの試験結果もこれを裏付けていると思われる。

またセラミックの耐熱性を有効に利用するため，最近では固体潤滑を適用する試みも報告されつつあるが，これは，上記検討のようなセラミックの耐焼付性からくる無潤滑運転の可能性に加えて，保持器などからの固体潤滑剤の供給により高温下での基油の蒸発の問題を考慮することなく，長時間の無潤滑運転を図ることも可能になるものと考えられる。

以上，これまでの検討結果をまとめると，セラミック軸受について次のことが言える。

①短時間の使用を目的とする無人機用ジェットエンジンの軸受として使用上十分な強度及び靱性を有し，仮に損傷が生じたとしてもその現象は最も危険の伴う破砕が先に生ずるのではなく，従来の金属製軸受と同様軸受の摩耗から損傷が始まることから，従来品と同じように使用できると思われる。

②金属軸受に比べ，グリース寿命が延び，オイルの消費量もかなり少ない。これらは航続距離の増加および，オイル供給システムの小型化，軽量化に有効である。

③耐焼付性に優れており，無潤滑運転の可能性がある。

④無人機用エンジンとして十分な耐久性を有すると考えられる。

⑤エンジン運転中の振動特性は従来品と殆ど変わらない。

5. 結　言

本報では無人機用エンジンの軸受としてセラミック軸受のその使用の可能性と有効性とをリグ試験と実機エンジン試験とにより検討したが，セラミック軸受は幾つかの特徴を有し十分実機エンジンへ適用できることが分った。しかし軸受環境がさらに高温となった場合，従来のオイルでは蒸発損失が大であり潤滑が困難となってくることから，高温での潤滑に可能性のある固体潤滑剤と組み合わせた検討が必要と推察される。また，今回の一連の試験で使用したセラミック軸受の個数が8個であり，信頼性および耐久性については今後さらに数多くの試験を積み重ね検討して行く必要があると考えられる。

参考文献

1) D. E. Barbeau, ASME Publication, 81－GT－205
2) Richard J. Mandle, SAE, November 14－17, (1977), 770998
3) R. W. Chevis・I. J. Grant, RPV's Third International Conference paper, 5－19, (1982－9－13～15), 19. 1
4) T. K. Wills・E. P. Wise, AIAA Paper, 76－618, (1976)
5) 竹林ほか1名，機械設計，29－9, (1985－7), 84
6) G. Hamburg ほか2名，Lub. Eng., 37－7, (1981), 407
7) 岡本ほか1名，ころがり軸受－その特性と実用設計－，(昭56)，193，幸書房

Summary

Simplicity and cheapness are required of engines for unmanned vehicles such as target drone, RPV and missiles.

To meet the requirements of longer range and higher speed of vehicles, engines are expected to operate at higher engine cycle temperature and higher engine cycle temperature and higher engine speed, and therefore under more severe conditions for engine bearings.

In this paper, a ceramic (roller only) bearing is installed on a small demonstrator turbo jet engine and examined to define the feasibility of ceramic bearing application to the gas turbine engine.

Two tests, vibration and engine run were conducted.

Through the analysis and evaluation of test data from the view point of stractual strength, oil comsumption, greese life, bearing life and vibration characteristics, it showed that this bearing has capability of application for gas turbine of said vehicles.

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

技術論文

水素を燃料にした超小型ガスタービンシステムの試作研究

東京都立科学技術大学　湯浅三郎，後藤　昇
桜井忠一，白鳥敏正
田代伸一，西山正章

1　はじめに

エネルギーの供給問題や大気汚染問題を解決する究極の燃料として水素が注目され始めてから久しい。水素を燃料に用いることの特長の一つは，水素が化石燃料に比べて遥かに可燃範囲が広く燃焼速度も速いため，これをガスタービンに用いると燃焼器の高負荷・小型化が可能となり，ガスタービン本体の小型軽量化を図ることが出来ることにある。しかしこの様な水素を現実のガスタービンの燃料として実用化する上では様々な技術的問題がある。その解決のためには個別的基礎調査・研究を踏まえて水素燃料による実際のガスタービンシステムを作り上げることが今日的課題となっているが，従来の研究開発において，小型化を目指した水素燃料専用のガスタービンを新たに開発し稼動させた例は我々の知る限りではない。

著者らはこれまで水素の優れた燃焼特性を活かした小型ガスタービン用燃焼器についての基礎研究・開発を進めてきた[(1),(2)]が，この結果を踏まえて圧縮器・タービンも含む超小型水素ガスタービンシステム全体の試作研究を現在進めている[(3)]。本研究の目的は，①水素の燃焼特性を活かしたできるだけ小型な燃焼器の開発，②自動車用ターボチャージャとして進歩し量産されている小型の圧縮器・タービンを新開発の燃焼器とマッチングさせる工夫，③水素燃料のコントロール技術など水素を取り扱う知識の蓄積，④機関としての全体性能だけでなく熱流体力学的データをシステム各部で計測し、リアルタイムで処理する多点計測処理システムの開発，等である。

（昭和62年7月27日原稿受付）

本報では試作したシステム各部の紹介と試験運転の状況について報告する。

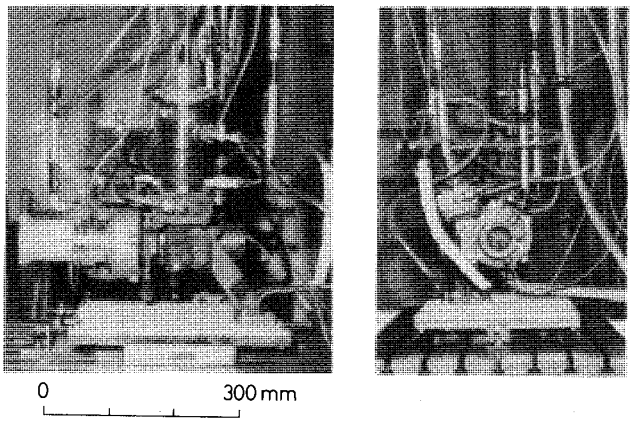
2　実験システムと試作ガスタービン

試作した超小型水素ガスタービンの実験システム全体の系統図を図1に，ガスタービン本体部の外観を図2に示す。本実験システムは大きく分けてガスタービン本体と試験・計測部とからなり，本体とは圧縮器・タービンと燃焼器を指し，試験・計測部は水素燃料供給装置，始動用空気供給装置，運転制御・計測システム，試験台及び潤滑装置とから構成されている。システムの各部分，各要素について以下，順に述べる。

2.1　ガスタービン本体

圧縮器とタービン

圧縮器・タービンは，排気量が1～2 ℓの自動車エンジン用ターボチャージャ（日立製作所製HT 10）を転用した。これは翼車径50mm，羽根数12枚の遠心圧縮機と翼車径47mm，羽根数10枚の遠心タービンから成っている。圧縮機の設計



(a)側面　　(b)後方

図2　ガスタービン本体

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/22

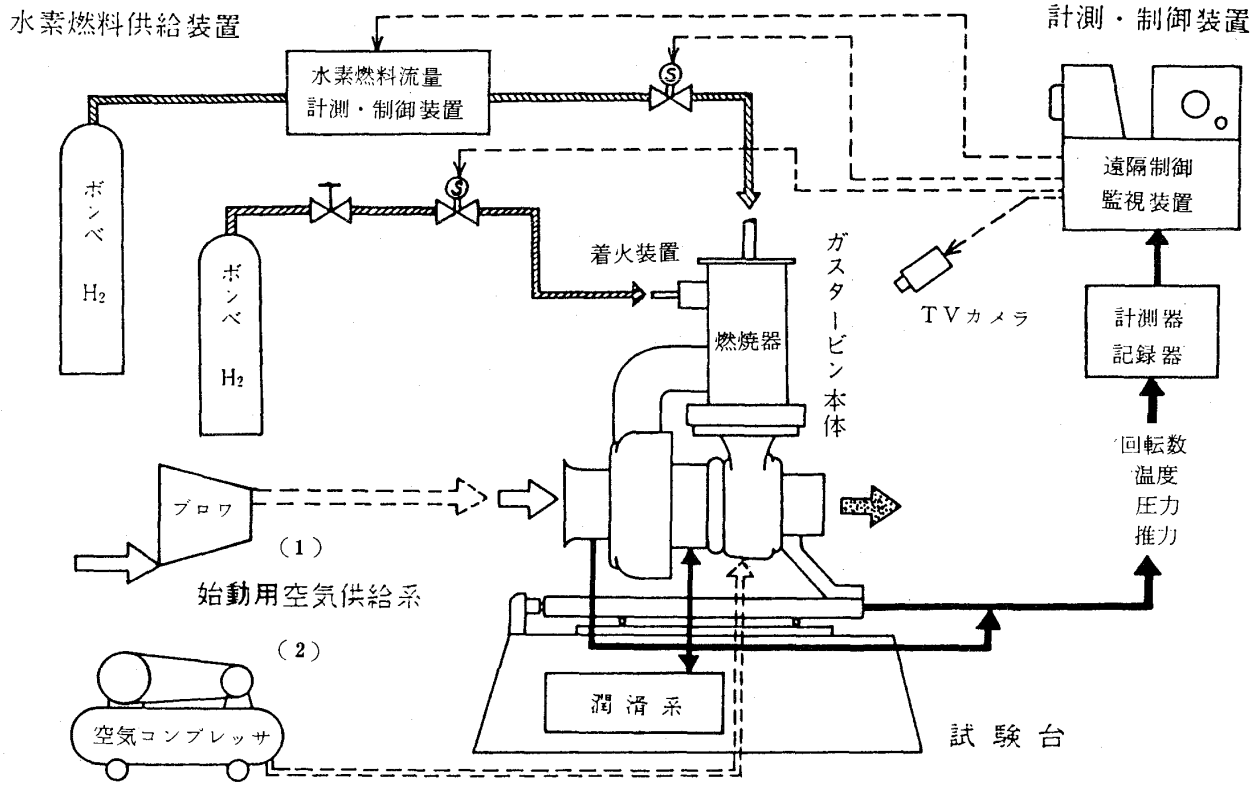


図1 実験システム全体系統図

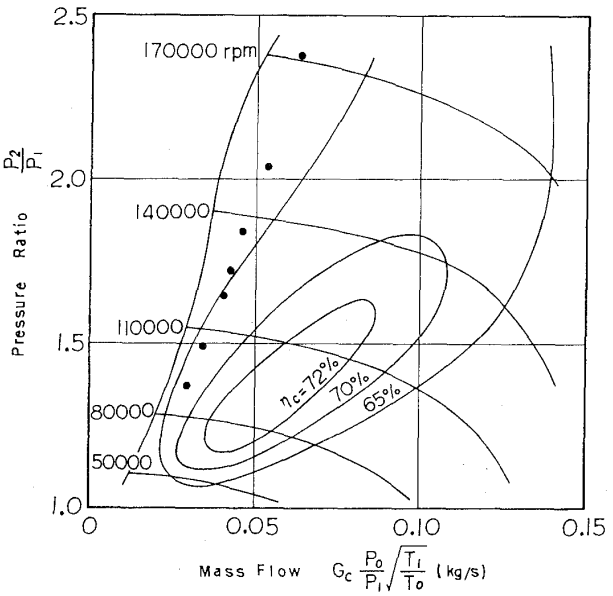


図3 圧縮機特性

点は 15×10^4 rpm において圧力比2，空気流量98g/sである。図3に圧縮機の性能曲線を示す。なお図中に本ガスタービンの試験運転時の動作点を●印でプロットしてある（表1参照）。タービンについては入口許容温度が950℃，断熱効率は80％以上，またターボチャージャ全体としての機械損失は10％程度と公表されている[4]。

本試作研究では，圧縮機入口にベルマウスをつけ，タービン出口には出力を推力に変換できるようにノズルが取り付けられるようにした。また圧縮器・タービンのケーシングなどに計測用の各種センサーの測定孔と始動用空気吹込み孔を開けたが，本体そのものには改良を加えず使用した。

水素燃焼器

筆者らは，可燃範囲が広く燃焼速度の大きい水素の燃焼器内での燃やし方としては，旋回空気流中に火炎を形成させる方式が火炎の安定や長さ，燃焼器内温度分布の点で優れていることを提案し，このことを実証するための実験を行ってきた[1],[2]。これらの実験結果に基づいて試作した燃焼器を図4に示す。この燃焼器は，半径流型旋回器，水素噴射管，内筒及び外筒，着火装置などから成る。半径流型旋回器の形状スワール数は5.7，内筒入口部の空気ノズルスロート径は20mm，広がり角は90度である。水素噴射管外径は12mmであり，その先端には直径1mmの噴射孔が噴射角90度で，水素噴流そのものにも旋回がかけられるように噴射管の円周接線方向に開けられている（図4参照）。内筒は容積が125cm³の超小型である。水素燃料の特長を生かして初めから

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

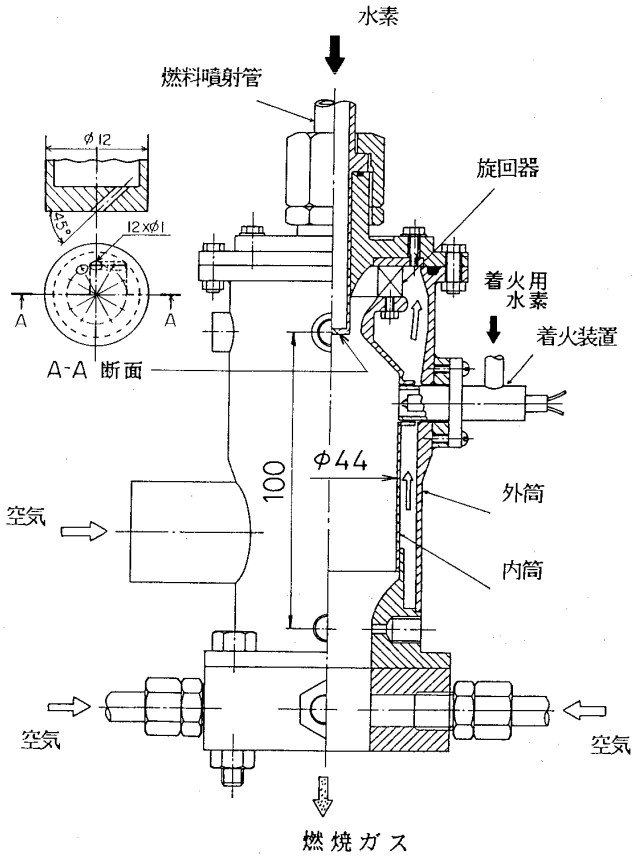


図4 水素燃焼器

希薄な混合比で燃焼を行わせるため，内筒には希釈用の空気孔は開けられていない。燃焼器の着火を安全確実かつ迅速に行うためにパイロット火炎を用いることにした。すなわち図4に示すようにパイロット火炎用水素供給管の中心軸上にこの水素を着火させるための火花放電用の電極を挿入した構造の着火装置を使用した。主燃料の噴出に先立って電極と管とのすき間から水素を流してパイロット火炎を形成させ，これによって主燃料に着火させる。

燃焼器単体の試験を大気圧下で行った結果，本ガスタービンの運転条件（後述，表1参照）に近い空気流量（35g/s）および水素流量（0.3g/s）においても安定な火炎が形成され，また火炎は十分に燃焼器内に納まることが分かった。さらに燃焼負荷率は最大で 3×10^8 kcal/（m^3h atm）（3.5×10^3MW/（m^3・MPa））と非常に高い値が得られた。ところが空気ノズルスロート部の絞りが大きい上に燃焼器内の空気流路が複雑なため燃焼器の圧力損失が全圧損失率で12〜24％と予想以上に大きく，圧力比の小さい本ガスタービンではこの損失が性能に著しく影響することがわかった。そこで圧縮機出口部からタービン入口部へバイパスする空気流路を設けて圧力損失の低減を図った。このバイパス空気は，従来型のガスタービン燃焼器の希釈空気と原理的には同じ働きをする。なお，バイパス流路の面積は空気ノズルスロート部と等しくとった。

2.2 試験・計測部

水素燃料供給装置

本装置は，燃焼器に水素を長時間連続して精度よく供給するためのもので，図5に流路系統を示す。これは高圧ボンベ集合装置，水素流量測定装置，水素流量制御装置，緊急水素遮断装置から成る。高圧ボンベ集合装置は，高圧水素ボンベを8本並列にまとめたものと実験終了後の配管パージ用の窒素ボンベ2本から成る。水素流量はオリフィスによって計測される。流量調節弁制御は応答が早くシステムが簡単でかつ安全性も高い電気−空気変換方式によって行う。また流量制御弁の下流には燃焼器との間に空気圧作動型の緊急遮断弁を設置した。試験の結果，この供給装置は圧力5kgf/cm^2Gで最大流量30Nm^3/hの水素を圧力流量とも一定に保って30分以上連続して供給する能力が確認された。

始動用空気供給装置

ガスタービンが自立運転に入るまでの始動は，図1に示すように送風機からの空気を圧縮機入口より吹込む方式と図中の左下に示した外部のコンプレッサーからの高圧空気をタービンスクロールより吹込む方式とで行った。前者の場合は送風機の下流に空気流量調整弁と空気吹込み流路面積調整用スリーブを設置し，送風機からの空気流量と圧縮機が周囲から吸引する空気流量を調整できるようにした。一方，タービン吹き込み方式（空気吹き込みノズル内径4mm）の場合には所定回転数に到達した時点で高圧空気の吹き込みを遮断するためのコックを設けた。

運転制御・データ計測システム

本ガスタービンの運転試験における主な計測項目および使用機器などを以下に記す。

- 吸入空気流量（ベルマウス部静圧測定）
- 水素燃料流量（オリフィス流量計）
- 圧縮機入口／出口圧力，タービン入口／出口圧

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/09

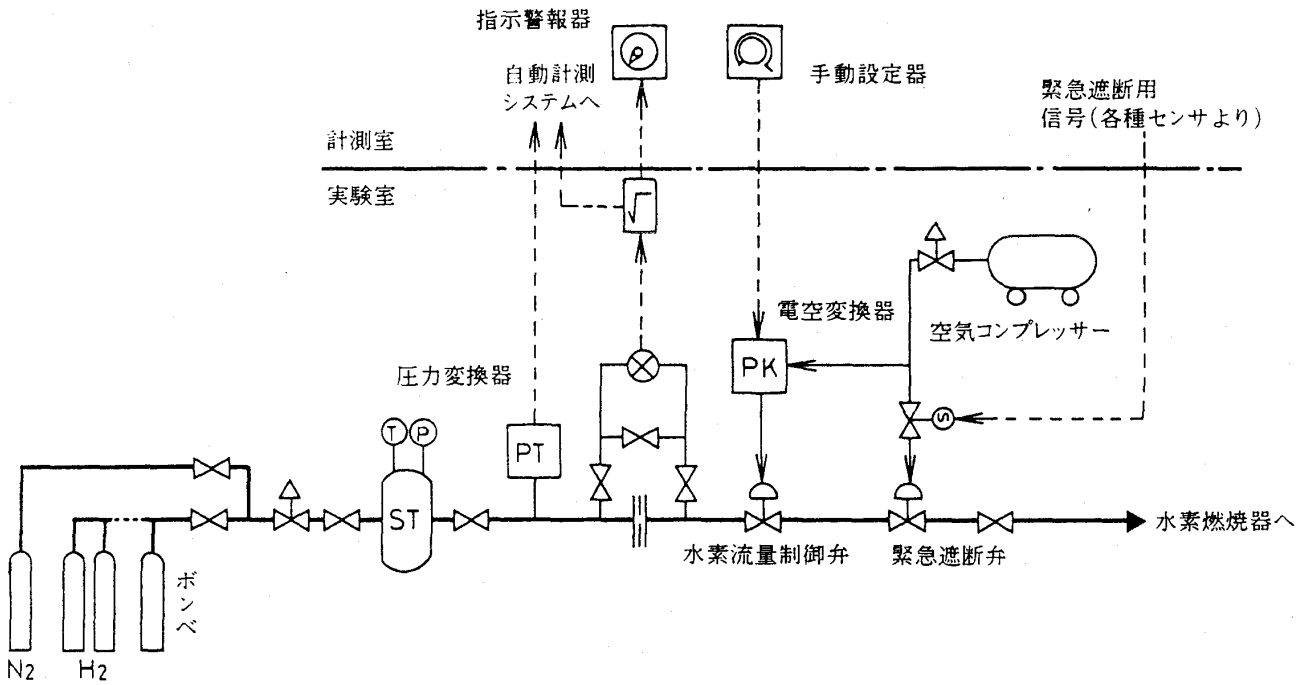


図5 水素燃料供給装置

力（圧力変換器）

- 圧縮機入口／出口温度，タービン入口／出口温度（K熱電対）
- ガスタービン回転数（光電ピックアップ）
- ガスタービン推力（ロードセル）
- 潤滑油温度（K熱電対）

また主な操作・制御項目は以下の通りである。

- 始動用空気供給装置操作
- 着火装置 ON/OFF，水素燃料流量調整，緊急水素燃料遮断弁操作

現在のところ，本ガスタービンの運転・制御は手動にて行い，実際の運転状況はTVカメラにより常時監視しているが，信頼性の観点から，ガスタービン運転・制御および各種データの計測は，パーソナルコンピュータを中心として構成される遠隔制御・計測システムを使用して手動あるいは自動のいずれでも行い得るよう準備している。

試験台および潤滑装置

ガスタービン本体を載せてその推力を測定する試験台は，架台とその上に固定した600mm×400mm×75mmの鋳鉄製の組立定盤及びボールスライドユニットを介して定盤上をスライドするプレートから成っている（図6参照）。推力の測定は，スライドプレート先端部に取り付けた片持ち梁式のロードセルによって行うが，発生する推力

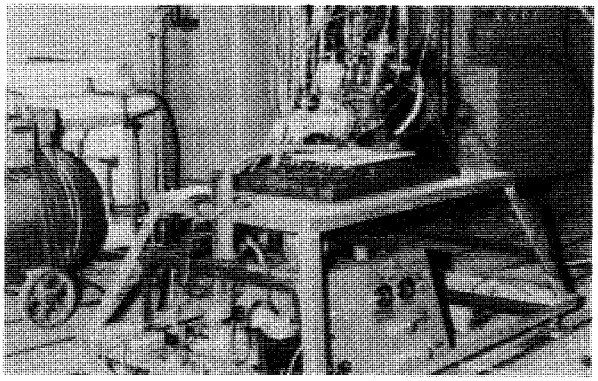


図6 試験台全景

が小さいため低摩擦係数（$\mu=0.001\sim0.002$）のボールスライドユニットを使用すると共に燃料，潤滑油，冷却水等の配管を総て空中懸垂方式にして，それらの推力測定への影響を極力抑えるようにした。

潤滑装置はテストベンチ下部に組み込まれており，オイルパン（容量14ℓ），オイルポンプ，フィルタ，オイルギャラリ，ヒータ，冷却装置（水冷式）から成っている。オイルは最大120℃まで任意の温度に加熱できる。ガスタービン運転時に供給されるオイル圧力，温度，流量はそれぞれ0.25 MPa，70℃，2ℓ/minである。オイルはニッサンモーターオイル（ターボ10w−30. SF）を使用した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

3 試験運転

本ガスタービンの始動・停止手順を確立し，各部の温度・圧力の状況を把握するため試験運転を実施した。図7にタービン吹き込み方式による始動・停止の操作手順の代表的な例を示す。着火時の回転数が 3×10^4 rpm 程度以上あればこの図に示したような手順を踏むことによって，始動用空気吹き込み停止時に温度上昇は起こすものの，タービンの許容温度を超えることなく自立運転状態に移行することができた。この運転例では自立運転状態に達するまでに約1分を要しているが，これは試験運転のため安全対策上水素流量を緩慢に増加させた結果であり，必要ならば始動時間を短縮することは可能である。一方の圧縮機吹き込み方式の場合でも着火時の回転数が 2.7×10^4 rpm 程度以上であれば自立運転が達成できた[5]。しかしこの場合には回転数とともに空気吸い込み流路面積を調整しなければならず，高圧空気の開閉操作だけですむタービン吹き込み方式に比べて始動手順は複雑となるため，以後始動はタービン吹き込み方式を用いることにした。

本ガスタービンは無負荷状態では約 7×10^4 rpm 以上で自立が可能であるが，約 17.5×10^4 rpm を越すとサージングを起こすことが確かめられた。この範囲内の回転数であれば水素流量を調整することによって容易に回転数を変えることが出来た。なお停止は，タービン及びシステム各部の冷却のため始動時と同様な手順で高圧空気をタービンに吹き込んだ後に水素燃料を遮断する方法で行った。

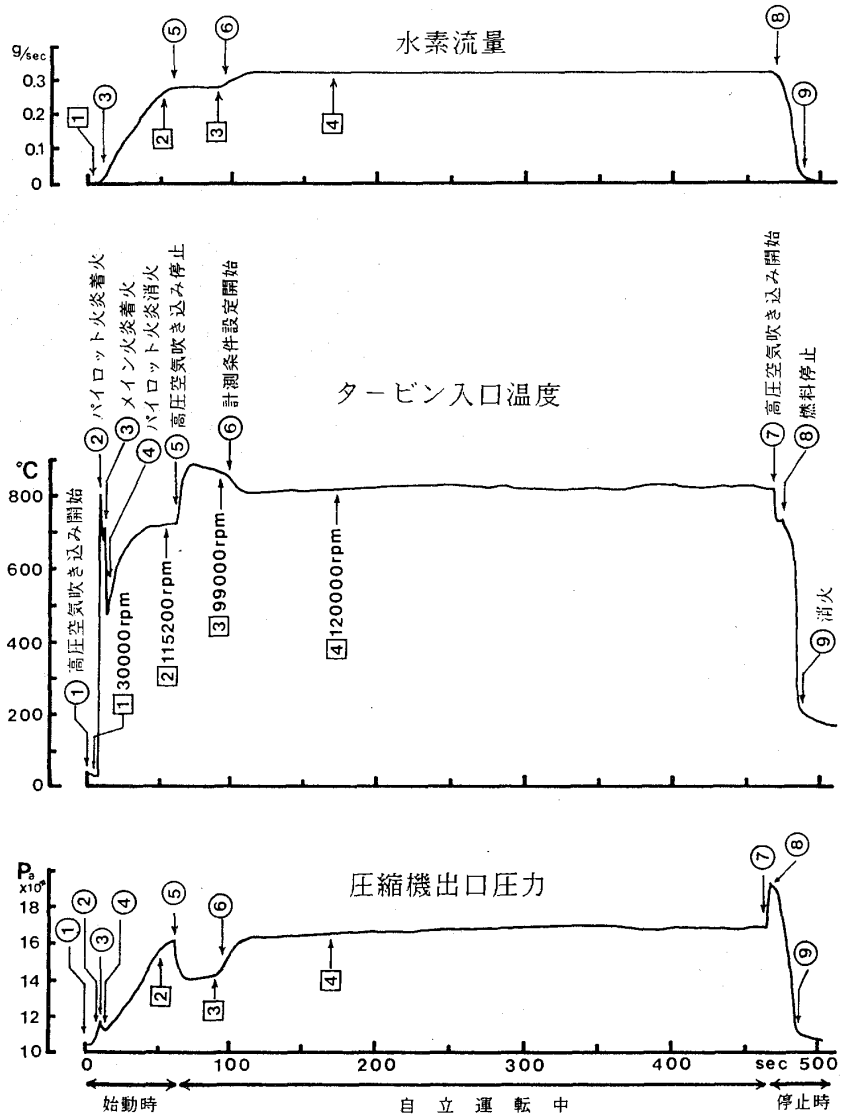


図7 試験運転状況例（タービン吹込みの場合）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

本ガスタービンの運転時におけるタービン入口及び出口温度の計測位置を決めるためにタービン入口及び出口の温度分布測定を試みた。入口温度の測定は，熱電対（シース外径1mm露出型）を挿入するタービンスクロールの構造上の制約から，燃焼器出口から約90mm下流で行った。図8にタービンスクロール内の半径方向温度分布を示す。図から分かるように外周部にピークを持つ分布をしているが，この原因については今後詳しく調べるつもりである。試験運転では，熱電対の挿入位置の制約とタービンの安全サイドの立場からこの位置よりさらに50mm下流のスクロール壁から8mm離れた位置の温度をタービン入口温度に用いた。これに対してタービン出口温度は図9に示すように半径方向にほぼ一様であり，タービン出口の55mm下流の中心軸上の温度をタービン出口温度として用いた。

タービン出口に内径40mmのノズルを付けたときの試験運転の結果の一部を表1に示す。水素と空気(バイパス空気も含む)との全体当量比が0.24～0.27（空燃比で120～145）の範囲で本ガスタービンは稼働しているが，14×10^4～15×10^4 rpmの間において当量比は最小となった。圧力損失率は5～9％程度であり，小型で高負荷なガスタービンとしては妥当な値である[6]。タービン入口温度は最高回転時においてもタービンの許容温度を60℃下回っており，出力にまだ若干の余裕があることを示唆している。これらの得られた運転データの詳しい解析は今後の課題である。

4　まとめ

本研究は現在ようやく自立運転に成功した段階であり，今後も部分的改良を加えながら超小型水

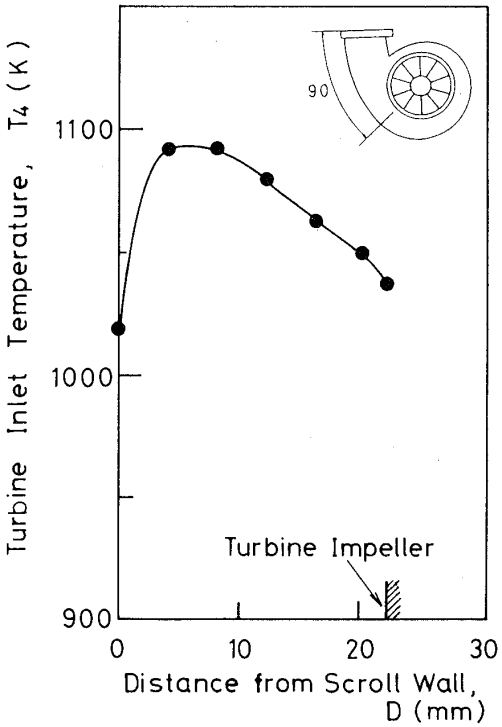


図8　タービン入口温度分布

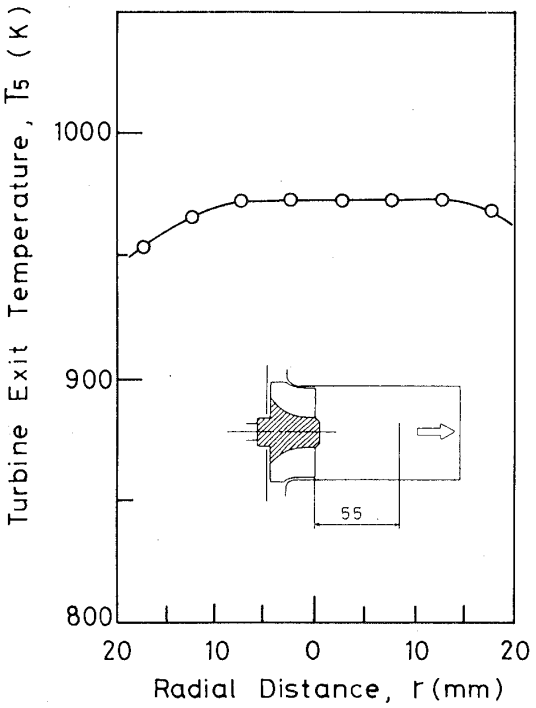


図9　タービン出口温度分布

表1　試験運転結果（タービン吹込みの場合）

運転番号	回転数 10^4rpm	圧縮機出口 圧力 10^2kPa	圧縮機出口 温度 K	タービン入口 圧力 10^2kPa	タービン入口 温度 K	タービン出口 温度 K	水素流量 g/s	空気流量 g/s	推力 N
1	9.18	1.32	336	1.25	1146	1007	0.247	29.5	1.37
2	10.52	1.42	348	1.33	1105	978	0.263	34.8	1.81
3	11.93	1.56	363	1.44	1092	960	0.295	41.2	2.75
4	12.52	1.63	364	1.51	1099	957	0.314	43.7	―――
5	13.56	1.73	381	1.59	1106	956	0.335	47.7	3.87
6	15.01	1.91	394	1.74	1122	955	0.381	54.7	5.25
7	17.10	2.21	423	2.01	1163	973	0.479	64.8	7.68

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

素ガスタービン各部の熱・流体力学的データおよびシステムの運転データを収集し，解析していく予定である。これらのデータが実用的な水素ガスタービン開発の基礎データとなれば幸いである。

なお，本研究には昭和60年度から3年間の文部省科学研究費の補助がなされた。またターボチャージャ本体は日立製作所機械研究所の橋本孝氏から提供を受けた。ここに記して謝意を表します。

参考文献

(1) 湯浅三郎・後藤　登，都立工科短大研究報告，13（1985），117－127
(2) 湯浅三郎・後藤　登，日本機械学会論文集，51－468（B）（1985），2767－2772
(3) 湯浅三郎・後藤　登・桜井忠一・白鳥敏正・田代伸一・西山正章，都立工科短大研究報告，14（1986），49－57
(4) Okazaki, T., Uchiyama, K., Tsubouchi, H., Turbocharging and Turbochager 1982, Vol. C33/82, pp. 27－36, I. Mech. Conference Publications 1982/3.
(5) 湯浅三郎・後藤　登・桜井忠一・白鳥敏正・田代伸一・西山正章，第15回ガスタービン定期講演会，（1987），29－34
(6) 鈴木邦男，内燃機関，21－259（1982），77－85

§ 入 会 勧 誘 の お ね が い

日本ガスタービン学会では賛助会員，正会員，学生会員の入会を呼びかけております。
ガスタービン関係の方々に是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいいたします。

賛助会員	1口	60,000円	入会金	1,000円
正 会 員		4,000円	入会金	500円
学生会員		2,000円	入会金	500円

（年度は4月から翌年3月まで）

入会申込など詳細は下記事務所へ
〒160　新宿区西新宿7－5－13　第3工新ビル402
㈳日本ガスタービン学会事務局　Tel　365－0095

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/02

素ガスタービン各部の熱・流体力学的データおよびシステムの運転データを収集し，解析していく予定である。これらのデータが実用的な水素ガスタービン開発の基礎データとなれば幸いである。

なお，本研究には昭和60年度から3年間の文部省科学研究費の補助がなされた。またターボチャージャ本体は日立製作所機械研究所の橋本孝氏から提供を受けた。ここに記して謝意を表します。

参考文献

(1) 湯浅三郎・後藤　登，都立工科短大研究報告，13（1985），117－127
(2) 湯浅三郎・後藤　登，日本機械学会論文集，51－468（B）（1985），2767－2772
(3) 湯浅三郎・後藤　登・桜井忠一・白鳥敏正・田代伸一・西山正章，都立工科短大研究報告，14（1986），49－57
(4) Okazaki, T., Uchiyama, K., Tsubouchi, H., Turbocharging and Turbochager 1982, Vol. C33/82, pp. 27－36, I. Mech. Conference Publications 1982/3.
(5) 湯浅三郎・後藤　登・桜井忠一・白鳥敏正・田代伸一・西山正章，第15回ガスタービン定期講演会，（1987），29－34
(6) 鈴木邦男，内燃機関，21－259（1982），77－85

§ 入 会 勧 誘 の お ね が い

日本ガスタービン学会では賛助会員，正会員，学生会員の入会を呼びかけております。
ガスタービン関係の方々に是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいいたします。

賛助会員	1口	60,000円	入会金	1,000円
正 会 員		4,000円	入会金	500円
学生会員		2,000円	入会金	500円

（年度は4月から翌年3月まで）

入会申込など詳細は下記事務所へ
〒160　新宿区西新宿7－5－13　第3工新ビル402
㈳日本ガスタービン学会事務局　Tel　365－0095

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/02

研究だより

京セラ㈱総合研究所

京セラ㈱総合研究所　鮫　島　康　郎

1. 沿革及び研究開発体制

当社は昭和34年創業時の名称を「京都セラミック㈱」と称したが，文字通り京都の地にあってファインセラミックスで業を起こし，その応用展開を図りつつ，発展して来た。

昭和57年以降，社業は会社合併により電子機器，光学機器部門に進出し，社名も「京セラ㈱」に改称した。

その中で，研究開発部門としては，昭和54年に創業20周年記念事業として，それまで工場に分散していた研究開発部門を，鹿児島県国分市の現在地に集約し，セラミックスの総合的な研究を目的として「総合研究所」が設立された。また，電子機器，光学機器については昭和59年，東京都用賀に「中央研究所」が設立され，R&Dの拠点としている。当社の研究開発体制は，この両研究所を中心とし，各製造事業部とも緊密な連携を取りながら展開しているが，全社横断的な研究開発推進は「総合企画本部」が，その任に当り，研究開発テーマの選択，及び研究所と各開発部との関係を調整し推進している。

写真1　「研究所全景」

（昭和62年10月14日原稿受付）

2. 総合研究所の研究開発活動

前述の如く，当所はセラミックスに関する材料開発，プロセス開発，及び商品開発と，その総合的な開発部門としての使命を担っているわけであるが，特徴はプロジェクト方式の運営をしている事である。即ち，研究開発テーマ，および研究段階により，次のような体制で推進している。

①長期的な先行開発テーマは，その材料開発から製造プロセスを含めた，製造開発までを総合研究所が担当する。

②製品化見通しの立ったテーマについては開発部隊を事業部に移し，独立した開発事業部として運営を行う。

当研究所の開発組織は製品別で分けると，ＩＣパッケージを中心とする半導体部品関連，チップコンデンサー，ブザー，フィルターなどの電子部品関連，産業機械部品やエンジン部品などの構造材料関連，および，その他の長期的なテーマの，大別して４つの開発部門に分けられる。

3. セラミック・ガスタービン部品の開発

当社は，昭和40年代半ばから構造材料用部品の開発に取組み，特に，エンジン部品用としては昭和50年代初期より非酸化物系セラミックスについて商品化に成功した。また，昭和53年より通産省の重要技術開発費補助金の交付を受けて，「ディーゼルエンジン部品に関する試作，開発研究」を行った。いすず自動車㈱との協同開発による，これらの研究成果は昭和57年初春，ＮＨＫの特別番組に取り上げられ，いわゆるファインセラミックフィーバーの先駆けとなった。

また，同じく，昭和54年度～59年度の間，工業技術院の大型プロジェクト，ムーンライト計画による「高効率ガスタービンの研究開発」による研究委託を受け，主にセラミック燃焼器について，材料および部品製造法の研究を行った。

一方，セラミックガスタービン部品に関する研

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

写真2　桜島の熔岩道路を試走する
セラミックスカー（56．12月）

究開発への係わりは，セラミックターボチャージャーローターの開発に始まり，各種ガスタービン部品の試作をベースとして，アメリカ政府による国家プロジェクト AGT（Advanced Gas Turbine）計画への部品納入がある。当計画は Allison Gas Turbine（AGT−100）及び Garrett Turbine Engine（AGT−101）の両社が受託して進めているが当社はこの両社の要求に応えて，後で述べるタービンローターを始めとする各種のセラミック部品を供給した。このために，ガスタービン部品の要求仕様に応える新しい材料の開発，製造技術の開発，部品検査および性能保証技術の開発を行い，さらに，将来の需要に備えて，これらの技術の高度化のための努力をつづけている。

AGT−100，AGT−101ともに，その開発計画は，本年をもって終了し，引続き，発展的に ATTAP（Advanced Turbine Technology Application program）に引継がれ，AGTを担当した両社に委託された。

このAGT計画に対し，昭和60年末以降，供給したセラミック部品の主要なものは次の通りである。

AGT−100：Rotor, Scroll, Back plate and Inner back plate for Gasifier and Power turbines

AGT−101：Rotor, Stator, Shroud, Back shroud, Combustor baffle, Transition duct

上記プロジェクトへのセラミック部品の供給は，当社のみではなく，多くの会社からなされているが，Allison GTおよびGarrett TEの2社はそれぞれの部品について，実験室レベル，およびテストリグレベルで，いろいろな評価試験を行った上で最適な部品を選び，ガスタービンエンジンの組立てと評価運転を行ったわけである。それらの開発成果は昨年10月末の第24回CCM（DOE 24th Automotive Technology Contractor's Coordination Meeting），及び本年5月のASME国際ガスタービン会議で報告されている。また，その最終報告は本年10月末の第25回CCMで発表されるであろう。

以下に，AGTプロジェクトにおける部品別概要と当社の対応を記す。

(1)　タービンローター

AGT−100は二軸式で外径115mm，定格回転数は86,000RPM，TITは2350°Fである。AGT−101は一軸輻流式で，それぞれ135mm，100,000RPM，2500°Fである。これらに対し，当社は窒化ケイ素により供給した。報告によればAGT−100ではコールドスピンテストの平均破壊スピードは141,000RPM（定格の163%）であり，またAGT−101では100,000RPMまでの回転試験および2200°Fでの85時間運転を成し遂げたとしている。

(2)　高温ガス通路

当社はリストに示したように，AGT100, 101の両計画にたいして，全ての高温ガス通路部品を供給した。

前者は2軸式であって，複雑な形状のスクロールを使う設計である。後者は1軸であって，シュ

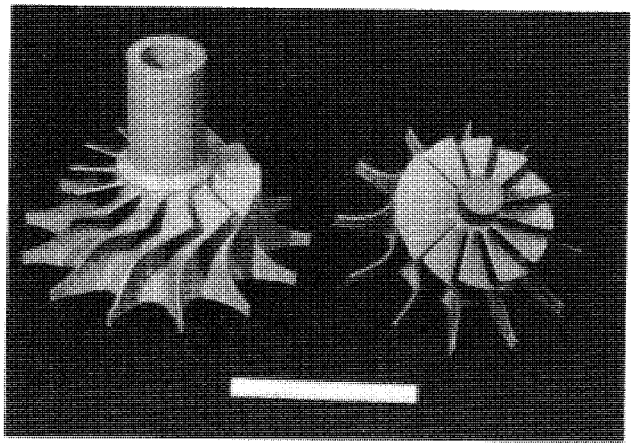


写真3　AGT101（左）及びAGT100（右）
セラミックローター

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/06/30

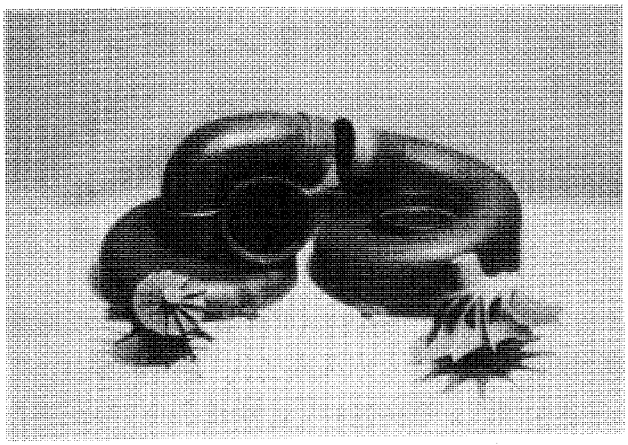


写真4－1　AGT100セラミックガスパス部品及びローター

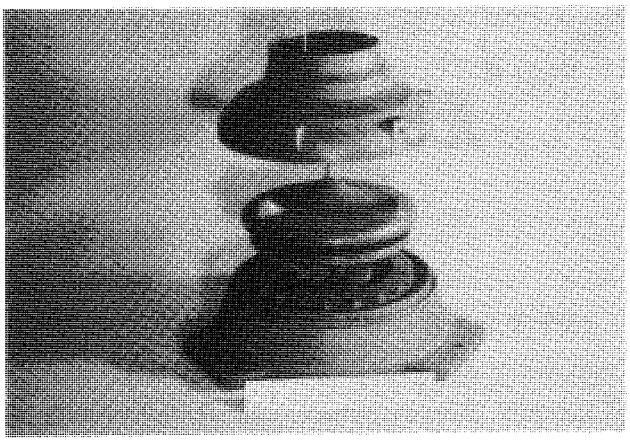


写真4－2　AGT101セラミックスガスパス部品

ラウドを始めとする4点の高温ガス通路部品は，ほぼ円形の単純な形状で，いずれも，エンジンテストを行った報告がなされている。

今後の課題としては，材料メーカーとシステムメーカーが協同して，下記のような課題を解決していく必要があろう。

①高靱性化などFOD (Forein Object Damage) 対策を含めた材料特性の改良

②大型複雑形状の無欠陥成形，焼結，加工技術の開発確立

③接合技術の開発

④セラミックスガスタービンの設計技術開発

参考文献

1) DOE 23rd CCM, 1985
DOE 24th CCM, 1986
2) ASME 85－GT－199
ASME 86－GT－93, －305
ASME 87－GT－161, 228

§　入　会　者　名　簿　§

正 会 員

板東　潔（大阪大）　恩塚昭雄（川重）　大賀信一（川重）　石垣　淳（川重）
中川靖之（川重）　辰巳康治（川重）　竹原勇志（川重）　山中　矢（東芝）
田中好久（足立国際特許事務所）　TURNER, T. G. (BROWN & ROOT, VICKERS LIMITED)
藤田　修（北大）　松久忠彰（日本ガイシ）　田之畑望（千代田化工建設）
上里正登（日立）　渡辺　智（トヨタ）　杉原啓之（IHI）　渡辺俊一（チバガイギー）

賛助会員

東日本旅客鉄道㈱　極東貿易㈱

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

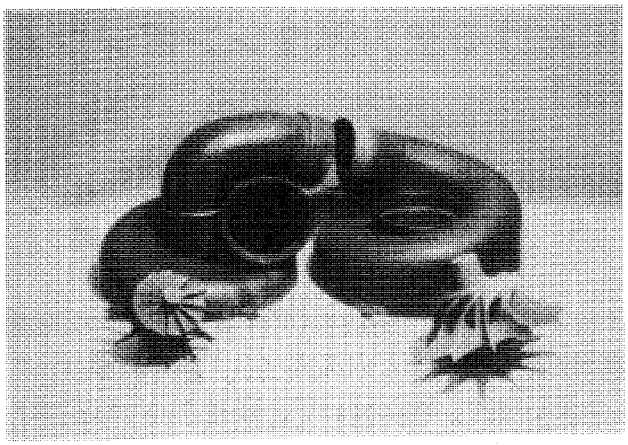


写真4－1　AGT100セラミックガスパス部品及びローター

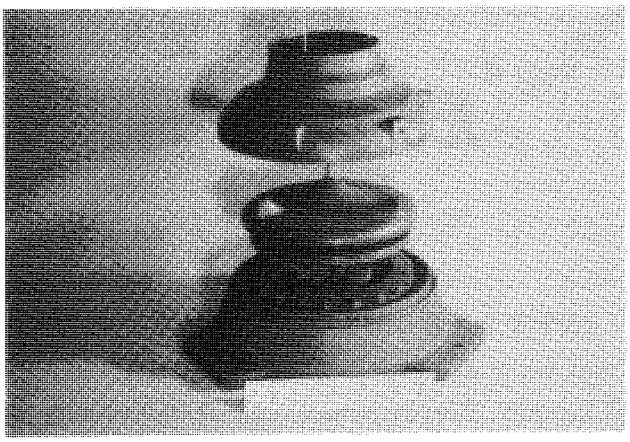


写真4－2　AGT101セラミックスガスパス部品

ラウドを始めとする4点の高温ガス通路部品は，ほぼ円形の単純な形状で，いずれも，エンジンテストを行った報告がなされている。

今後の課題としては，材料メーカーとシステムメーカーが協同して，下記のような課題を解決していく必要があろう。

①高靱性化などFOD (Forein Object Damage) 対策を含めた材料特性の改良

②大型複雑形状の無欠陥成形，焼結，加工技術の開発確立

③接合技術の開発

④セラミックスガスタービンの設計技術開発

参考文献

1) DOE 23rd CCM, 1985
DOE 24th CCM, 1986
2) ASME 85－GT－199
ASME 86－GT－93, －305
ASME 87－GT－161, 228

§　入　会　者　名　簿　§

正 会 員

板東　潔（大阪大）　恩塚昭雄（川重）　大賀信一（川重）　石垣　淳（川重）
中川靖之（川重）　辰巳康治（川重）　竹原勇志（川重）　山中　矢（東芝）
田中好久（足立国際特許事務所）　TURNER, T. G. (BROWN & ROOT, VICKERS LIMITED)
藤田　修（北大）　松久忠彰（日本ガイシ）　田之畑望（千代田化工建設）
上里正登（日立）　渡辺　智（トヨタ）　杉原啓之（IHI）　渡辺俊一（チバガイギー）

賛助会員

東日本旅客鉄道㈱　極東貿易㈱

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

見聞記

第4回ターボ機械における空力弾性シンポジウム（アーヘン）

石川島播磨重工業㈱　永野　進
東京大学　谷田好通

1987年9月6日から10日にかけて西独アーヘン市ユーログレス会議場において第4回UAATP (Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers)シンポジウムが開催された。本シンポジウムの第1回はパリで1976年に，第2回はローザンヌで1980年に，第3回はケンブリッジで1984年に，それぞれ開催地でターボ機械空力弾性の分野で活発に研究活動を行っている研究機関の全面的協力の下に行われてきており，今回はアーヘン工科大がH. E. Gallus教授の指揮の下でホスト役を勤めた。

シンポジウムの概要は次のとおり：

- 参加者　約80名
- セッション数　1
- 論文数　45（内，7編は著者不参加）
- 国別内訳：米国10，中国10，日本6，英国4，スイス4，フランス3，ポーランド3，西独2，ベルギー1，ソ連1，インドネシア1
- 内容別内訳：

翼列干渉解析	10
非定常翼列空気力解析	7
遷音速非定常翼列試験	5
失速フラッタ	4
翼列干渉試験	3
粘性効果	3
タービン　フラッタ	3
不均一翼列（mis－tuning）	3
その他	7

以下講演の一部を紹介する。

翼列干渉解析に関してはFourmeaux (ONERA)らが2Dおよび3DのMacCormack法によりタービンおよび圧縮機の動静翼組合せ翼列のEuler解析を行い，動翼の回転により刻々変化する流れ場の模様をカラフルなスライドおよびビデオにより示した。対象はCFM56エンジン圧縮機翼列等実機翼であり内部流れの実験検証は行っていない。また，Mylonas (TU München)は2Dポテンシャル解析により静－動－静三翼列組合せの計算を行なっているが各翼の後縁からwakeに相当する渦を流し，その挙動を同じくカラーアニメーションで表わした。一方，Atassi (U. of Notre Dame)ら，Korakianitis (MIT)は上流からのwake等のDisturbanceのある場合の翼列流れ場を定常流とその微小変動としての非定常流に分け，それぞれ数値解析を適用して非定常流れ場を求めている。

非定常翼列空気力解析（フラッタ解析）では，Hall (MIT)らがやはり定常流と非定常流に分けてそれぞれEuler解析を行い，遷音速翼列の非定常空気力を求めているが，定常流，非定常流ともにShock－fitting法を用いることにより衝撃波捕獲のための細かい格子を要しないことおよび非定常流解析では線型化Euler方程式を用いることにより計算時間を大巾に短縮し，非定常Full Euler解析で8時間を要した計算について8分で同様の結果を得たとしている。また，Fransson (EPFL)らはMacCormack法定常Full Euler解析により衝撃波のある二次元振動翼列の非定常流れ場を求め，

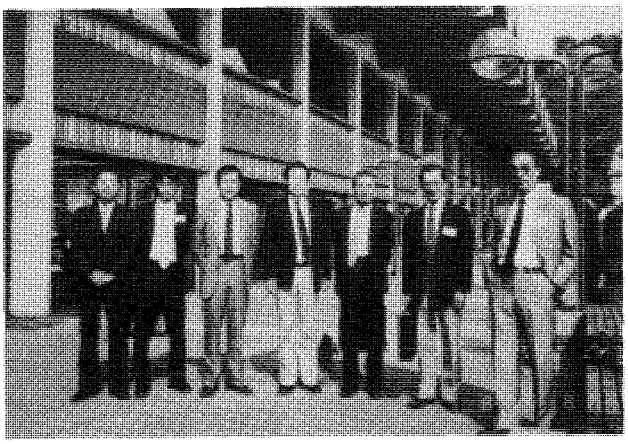


写真1　ユーログレス会議場

（昭和62年10月27日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

カラーアニメーションで結果を示した。さらに，Gerolymos (SNECMA) らは同様な解析により遷音速ファン動翼の三次元フラッタ解析を行ない，結果を翼面上で非定常空気力の正減衰部と負荷衰部の分布図で示し，現在のスーパーコンピュータ（CRAY－1）を用いれば実機翼の遷／超音速フラッタを直接数値的に予測することが可能であることを示し注目を集めた。予測精度検証のための実機フラッタ試験は近く実施が予定されているとのことである。他方，微小変動ポテンシャル理論あるいは加速度ポテンシャル理論により非定常空気力に影響を与える種々の要因の分析を可能にする解析も Verdon (UTRC)，難波（九大）らにより更に改良が進められている。

非定常翼列試験では Buffum (NASA) らが ATP の翼断面を対象として M＝0.8 までの二次元遷音速振動翼列試験結果を報告したほか，Schläfli (EPFL) らも環状遷音速タービン振動翼列試験結果を報告し，衝撃波を含む遷音速領域に多くの関心が寄せられた。また，Barton (Rolls－Royce) らは RB211 エンジンファン動翼に圧力センサを埋込んで実際の遷音速ファンの非定常翼面圧力分布を計測，非定常 FEM 解析結果との比較を行い，Czechenyi (ONERA) らは遷音速圧縮機動翼の失速フラッタ域でBartonらと同様，非定常翼面圧力分布を計測して二次元翼列試験結果とのつき合せを行っている。いづれも数値解析あるいは二次元翼列実験の妥当性を裏付ける結果となっている。

このほか，解析面では田中（東海大）らおよび Bloemhof (BBC) により不均一翼列の各種配列によるフラッタ抑制効果の詳細な検討結果が示され，実験面では山口（MHI）らによる，上流の静翼間枚数差が下流の動翼への励振源となる理由を明らかにした計測，渡辺（東京農工大）らによるチップクリアランスの二次元振動翼列非定常空気力への影響の計測，山本（東大）らの二次元遷音速流路内での衝撃波の自励振動の計測などが特色のある内容のものであった。

全般的に振返ってみると，前回（1984年）シンポジウムできざしの見えた数値解析の採用が今回一挙に主役の座を占めんばかりの勢いとなったことと実験の主対象が衝撃波を含む遷音速翼列に移ってき，より実機状態に近い計測が行われるようになってきたことが強く印象に残った。

セッション終了後，“Workshop on Aeroelasticity in Turbomachines” が開かれ，第2回（1980年）シンポジウムでスタートした，多数の参加者による非定常翼列標準試験データ（9ケース）と解析計算の比較検討作業の最終評価が発表された。

また，9月7日夜8時から Scientific Committee がアーヘンの森（Aachener Wald）の中にある “Entenpfuhl” で行われたが，委員の他各国の主だった人達も参加し，日本からは田中英穂（東海大），谷田好通（東大），難波昌伸（九大）が出席した。

夕食後，委員会の懸案事項について議論があった。まず，次回（1989年）の中国開催についてであるが，これは前回委員会で一応決定されているものの，かなり厳しい意見が続出した。米国委員からは，1989年には ASME Gas Turbine Conference が米国で行なわれる予定であることから，またスイス委員からは旅費等の点から，欧米からの出席と論文提出は極めて少ないだろうという意見が出された。別の機会に聞いたところ，彼等は中国の研究レベルはまだ低く，また企業も見るべきものがないので貴重な旅費を使ってまで出席する意味がないことを強く主張していた。これには多少の独断と偏見があるのであろうが，現状ではやむをえないのかも知れない。次に，次回以降の開催について議論された。組織委員長の Gallus 教授から，日本から1993年に開催する意志があるという手紙を受取っているとの紹介があり，日本は今まで本シンポジウムに重要な貢献をしてきたということを付言された。これに対しヨーロッパ勢はヨーロッパの実績を理由に中国の後はシンポジウムをヨーロッパに戻すべきであると主張し，米国が余り強く主張しなかったこともあって，一応ヨーロッパ（1991年），日本（1993年），米国（1995年）という順で考えようという結末になった。

これらの問題については9月9日昼食後緊急に委員会が召集され，再度議論されたが，1989年の中国開催については依然厳しい空気があり，一応1988年に Call for Paper をした結果を見て，最終的に結論を出すことにした。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

見聞記

第23回 AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference

石川島播磨重工業㈱　中　村　良　也

1. まえがき

表記会議は，米国サンディエゴ市のタウンアンドカントリホテルにおいて6月29日から7月2日までの4日間（最終日はClassified）にわたって開かれ，600編を超える論文が98のsessionで発表された。同時に15以上のパラレルセッションが進行することになり，著者はPropfan/UBF及びHypersonic Propulsion関係を中心に出席した。従って本報告の内容も偏りがあることを御容赦願いたい。国別の論文数は英国17，フランス14，カナダ11，中国6，日本4，イタリア4，台湾3，イスラエル3，オランダ2，ドイツ，ソ連，ユーゴ各1の計67編で残りの500編余りはやはり国内学会であるためもあり米国で占められた。昨年の36セッション，135編に比べ格段に増えており，登録者数も1000を超えていて，最近の極超音速飛行のブームに負う所が大きいようである。機体と推進系を一体として扱う必要があるだけに，本Conferenceに適した分野と言えるのだろう。

展示も会期中開かれ，P&WやGEはじめ部品や計測メーカを含む関連各社から出品されていたが，SCRAMやATR関連が大勢を占め，その他で耳目を集めていたものとしてはUDFの飛行試験のビデオがあった。

各セッションはそれぞれ担当する幹事学会あるいは専門部会があって以下の何れかによってオーガナイズされている。即ちAIAAの各Committee（Air Breathing Propulsion, Electric Propulsion, Liquid Propulsion, Ground Testing, Propellants & Combustion, Solid Rocket），SAEの各Committee（Aircraft Propulsion, Space Propulsion, Turbomachinary），ASME, ASEEであるが，各部会が極超音速機用推進機関に関連するセッションを主催したことからも必然的にセッション数がふくれあがったものと思われる。この他にはPropfan関係や数値解析関係の発表が盛況であった。また，AIAAの会議の性格としてトピックス的な話題が多いが，特にパネルセッションはその極めつけと言えホットな討論が展開されることが多い。これ等の話もまじえつつ，以下にHypersonic Propulsion, Propfan，エンジン要素（除燃焼器，コントロール）に絞って述べたい。

（昭和62年10月15日原稿受付）

2. Hypersonic Propulsion関係

2.1 背景

86年々頭のオリエントエクスプレス構想の発表以来，Hypersonic Flight関係の研究は現在米国で大変な活気を呈している。USAFを勧進元とするNASP計画では89年末までに450M$を使って機体設計研究及び推進機関の試験研究が行われる予定で，その後実機製作段階に入るかどうかの決定がされるとのことである。NASPプロジェクト以外にもNASAやUSAFで関連研究の予算が組まれているようで，全米の企業・大学・研究機関を巻き込んで進められている感すらある。旧知のノイズ屋さん達でもこの方面に宗旨変えをした人が少なくない。89年の決定がpositiveなものになるか否かは別にして，少なくとも当面研究者達に仕事を，また空気力学に格好のテーマを与えていることには間違いない。企業でもプロジェクトチーム作りのため配転や人集めが行われてはいるが，個人的な会話からは慎重な見方の方が多く聞かれた。

極超音速機のキーテクノロジーとして考えられているものに，計算空気力学，耐熱材料，SCRAM，及び試験設備などがあり，これ等を中心にパネルセッションが進められた。

2.2 計算空気力学

NASA LewisにおけるHypersonic Propulsion

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/

CFDの状況についてL. Povinelliが，またCFD codeの検証の展望と題してAmesのG. Chapmanがそれぞれ招待講演を行なった。Povinelliは空力上の問題点について入口部，圧縮部，燃焼部，出口部に分けて列挙した上で，CFDの課題として結局，乱流，遷移，化学変化の各モデル化が重要であることを述べた。空力上の課題としてはunstart，spillage，入口部／圧縮部／燃焼部の相互干渉などが挙げられていた。

Chapmanはコードの検証がキーポイントになるとし，Stanfordの乱流オリンピックのようなやり方を提案した。検証のための各種の風胴設備の限界について触れ，速度，持続時間，サイズ等の点で飛行試験に依存せざるを得ない範囲も広いことが示された。

一般講演では化学反応を含む放物型NS（Science Applications International CorporationのDash等）を始めとし簡単なモデルにつきいくつかの試みが示されたが，端緒についたばかりで今後やるべきことが並大抵でないことが感じられた。

2.3 試験設備

全米の高エンタルピ風胴の見直しが行なわれ，改修や新規に必要なものの仕様決め等に関する発表が多かった。特に機体と推進系を組み合わせた形態で試験を行なう必要のあることも試験範囲に限界を与える要因となっているようである。NASA LangleyのG. Andersonが極超音速飛行の概観と題した招待講演を行なった。シャトルがロケットエンジンを採用することになって研究が下火になってからも，Langleyではdual mode SCRAMなど地道に続けられた研究の紹介の他，高エンタルピ風胴として最高水準にあるオーストラリアのQueensland大のStalker教授の仕事や設備について引用された。

以上3編の招待講演に対し，Johns Hopkins大のF. Billig教授がぞれぞれコメントを寄せていたが細かくなるので内容は省略する。本人は推進系を含む機体特性についての論文を発表していた。

2.4 エンジン形態

Mission Profileにより異る最適な機関形態，特に低速時の形態については議論のある所だが，少なくとも見聞できる範囲ではまだ検討段階にあるようだった。AFWAL/GE/P&Wによる共同研究，AerojetのSolid ATR，P&WのATRのスタディなどが紹介された。

3. Propfan/UBF

3.1 エンジンシステム

Hamilton, P&W, RR, Allison, Douglas, GEの各社からの報告があった。特にGEはB－727の飛行試験結果についてのおそらくはじめての論文発表で，性能や騒音についての計測結果が紹介された。SFCはmodel testによる予測より良好でJT8D－17Rより49%低減しており，騒音も当初懸念した程ではないとしている。オペラビリティ（コントロール，ウィンドミリング／リスタート，加減速，翼振動／フラッタ，逆推力等）に関しても問題となるようなことは無かったということである。引続きデータ解析が行われているが，その後MD－80に搭載した飛行試験も続けられてる。

Lockheed/Hamilton/Allison/Rohrのグループによる実機地上試験（PTAプログラム）の結果が示され，飛行試験の為のシステムが確認されたとしている。またPWA－Allison EnginesとHamiltonで共同開発し，B－7J7やMD91Xを狙ったギア付型の紹介があり，マッチング上効率が，周速が遅くできる分だけ騒音が，それぞれギア無に比べ有利であるとの従来の主張が繰返されていた。Coreは派生型を使うものの，定速制御されるプロペラに繋がるLPCは作動範囲の広いものを新たに開発する必要があるとしている。

P&W/MTU/Fiatの3社はダクト付形態についてペーパスタディを進めており，MTUのCRISP（Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan）やP&WのADP（Advanced Ducted Prop）の構想を紹介した上で，90年までに技術確認を終え市場の様子を見て開発に着手するというストーリを示していた。薄くて軽いダクトの実現が大きな課題であり，UDFの牽制を狙った感もある。

RRもペーパエンジンの域を出ていないようだが，特にブリードやPTO（Power take off）による効率低下について言及し，低SFCを狙うようになるとクリティカルになるので軽量小型の電気モータの開発が望ましいとしている。

3.2 空力・騒音技術

Purdue大からCRPのパネル法について，

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

LockheedからPTA試験と揚力線計算の比較について，NAL/東大/IHIによりCRPの空力計算法に関する発表がそれぞれあった。またHamiltonからはCRPの前後ロータ干渉や支柱との干渉による騒音について，前後ロータ間隙や支柱との間隔，機体迎角，トラクタとプッシャ形態などパラメトリックな試験結果が紹介された。結果はEPNL値（空港騒音規準に用いられる騒音単位）で評価されており実用に便利な形になっている。

4. エンジン要素

4.1 圧縮機

圧縮機では昨年軸流と遠心の優劣とスケールの関係についてパネルセッションがあったが，遠心で小型化した時に相対的に翼厚や隙間が大きくなる点に着目した試験についての紹介がUSArmyよりあった。またサージの制御やポストストールのふるまいなどオペラビリティに関しても一つのセッションが設けれ，MITのGreitzer，P&WのKoff，VPIのO'Brien等の発表があった。Iowa大のOkiishiは動翼後流が静翼の境界層に及ぼす影響について調べている。

NASA Lewisでは超音速軸流ファンの研究を進めており，Thin layer NSを用いた翼列設計の話とMach3までのミッションを仮定したサイクルスタディの話が紹介された。Rig試験の計画も進められている。

4.2 タービン

動静翼干渉をCFDで扱う例が最近増えているが，NASA AmesのRaiの3D−NS（動静翼枚数は同じ）による計算結果はカラームービーにより一層人気を呼んでいたようだ。AllisonのLewis等も2DEulerながら枚数任意の計算を紹介し，設計圧力分布と時間平均圧力分布の差異を見せていたが，非定常計算の設計における一つの位置づけを示している。タービンでは熱伝導の問題があるので，後流と境界層の干渉なども今後設計上有用な研究課題となり得よう。

タービンではAdvanced Turbine Technologyと称するセッションが二つと，CFDやCascadeのセッションなどでもタービンを扱ったものがあり，圧縮機に比べ発表数がずっと多かったが，熱制御関係の論文がその半数を占めている。

5. その他

会議のOpeningのKeynote speachは国防省のstaff specialist for propulsionであるDix氏が行ない，国防省における推進機関々係の研究開発予算編成に助言を与える立場からの講演であった。今後20年間の展望として，SFC向上，VSTOL用推進機関，Combined Cycle，SCRAM等を挙げ，この為に必要な技術課題としてCFDや材料技術を強調していた。また研究開発を進める上で複数メーカによるCompetitionが欠かせないが，予算の制約もあり，New comerをどの辺まで入れるのがpay off maxとなるかに頭を悩ませているといった話もあった。

昼食会のGuest speakerは最近Aerojetの副社長として引抜かれ同社Propulsion Research Institute所長となっているHeiser氏によるもので，推進技術の歴史をふり返り，最近技術の進歩が停滞しており，特にロケット関係でMajor Inovationがないと警告し，Targetが失われてきていることにその一つの要因があるとしていた。会場の人々を激励する調子の講演で，Dix氏と同様，アメリカの現状を意識したナショナリズムが窺われた。

最終回のclassified sessionは予めclearance formの提出が必要で出席できなかったが，テーマとしてはsmall ICBM，固体ロケット，使い捨てエンジン，舶用推進機関，ラムジェット，DOD/NASA統合推進機関計画などであった。

6. あとがき

ロケット関係を始めとし，燃焼器，補機，エンジン制御，材料，機体搭載，試験計測，あるいは，Variable cycle engineなどの新エンジンシステムの研究や派生型エンジンの実際の開発報告などの論文も勿論出ていたが，著者の見聞の範囲を超えるので，割愛させて頂いた。

今回のJoint Propulsionは極超音速飛行の研究の昂まりを反映した賑やかなものであったが，航空宇宙推進関係の広い分野がカバーされており，最新情報の入手・交換をする上で有用な会議であるとの印象を益々深くした。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/23

資料

日本学術会議だより No.7

「脳死に関する見解」採択される

― 医療技術と人間の生命特別委員会報告 ―

昭和62年11月 日本学術会議広報委員会

日本学術会議は，去る10月21日から23日まで第103回総会（第13期・6回目）を開催しました。今回の「日本学術会議だより」では，今総会で採択された勧告を中心として，同総会の議事内容をお知らせします。本会議の第13期も，余すところ9か月となり，各委員会は，期の活動の取りまとめに向けて一層活発に審議を進めています。

総会報告

総会第1日目の午前中には，会長からの経過報告，各部・各委員会報告に続き，勧告・対外報告等4つが提案され，そのうちの2件が可決された。そのほかの2件に関しては，同日午後に各部会で審議が行われ，第2日目の午前中に1件が，第3日目の午前中に1件が可決された。

なお，総会前日の20日午前には連合部会が開催され，これらの案件の予備的な説明，質疑が行われた。また第2日目午後には「食糧生産と環境」についての自由討議（詳細別掲）が，第3日目の午後には常置委員会，特別委員会が開催された。

第1日目午前。まず，利根川進氏のノーベル生理学・医学賞受賞に対し日本学術会議第103回総会の名において祝電を呈することが提案され，全員一致で可決された。

次に日本学術会議の行う国際学術交流事業の実施に関する内規の一部改正についての提案がなされ，これも賛成多数で可決された。この改正は，第14期の当初3か月間における，国際学会への研連委員の代表派遣について，必要な経過措置を講ずるものである。

続いて，高齢化社会特別委員会提案の「日本高齢社会総合研究センター（仮称）の設立について」（勧告）（詳細別掲）の提案説明と質疑応答が行われた。さらに，医療技術と人間の生命特別委員会報告「脳死に関する見解」を「日本学術会議の運営の細則に関する内規」に定める対外「報告」として認めることに関する提案が行われた。これは同特別委員会がその発足以来2年間にわたって審議を重ねてきたものであり，前回4月の総会では討論の過程でさらに検討する必要があるとして同特委により取り下げられたものである。その後，委員定数を増加するなどして審議を重ね，今総会に再度提案されたものであるが，批判的意見を背後に含む多くの質問が出された。

第2日目午前。前日提案された「日本高齢社会総合研究センター（仮称）の設立について」（勧告）が，賛成多数で採択され，直ちに内閣総理大臣始め関係諸機関等に送付された。同じく前日提案の「脳死に関する見解」は，前日の部会審議で異論が続出したため，抜本的に書き改められたものが提案されたが，なおいくつかの疑問が示され，採決には至らなかった。

第3日目午前。再度修正された「脳死に関する見解」が提案された。国民的合意の形成，医学界における少数意見の存在などに関して，なお理解の不一致があり，質問討論が行われた。これら若干の点に関する討論者間の相互了解を遂げた後，数名の発言者から再度の修正を経ることによって本報告は異なった専門分野のいずれからみてもおおむね満足できるものになった，当初に危惧した点が除かれた，などの意見が述べられた。こうして多少の曲折はあったが，最後に本提案がほぼ全員一致で採択された。（見解の内容は別項参照）

日本高齢社会総合研究センター（仮称）の設立について（勧告）

急速な高齢社会への移行という厳しい問題をまえにして，日本学術会議は既に昭和55年（1980年）11月1日「国立老化・老年病センター（仮称）の設立について」の勧告を内閣総理大臣あてに行った。しかし現在にあっては，さらにこれに加えて，高齢社会をめぐる新しい理論的研究と政策開発の推進が緊急の課題となっている。そこで，このような課題を解決するために，日本学術会議は下記構想のごとき「日本高齢社会総合研究センター（仮称）」の設立をここに勧告するものである。この研究センターは，「老化・老年病センター」と緊密な連携を保ちつつ，高齢社会・高齢層・高齢者問題の総合研究を目指す，人文・社会科学中心の全国的なネットワーク型の研究センターである。

「日本高齢社会総合研究センター」（仮称）の構想

「日本高齢社会総合研究センター法（仮称）」という法律に基づく独立性の高い法人とし，国の出資による基金を基礎として設立される。なお，所管官庁の選定に当たっては，21世紀の重要な国民的課題たる高齢者政策の総合性を考え，特定の行政分野に偏ることなく，全行政分野が連携を保ち得るような所管の在り方が望まれる。

総合研究センターの運営は以下のように行う。

(1)本研究センターは，国の出資による基金を基礎として設立されるが，さらにまた一般寄付，並びに研究受託費を加えて，弾力的に運営されるところの公的で全国的なネットワーク型の研究センターとする。(2)本研究センターの運営を統括する理事会を構成する理事の半数は研究者をもって充てる。(3)研究課題の選択は，関連学会（例えば，日本学術会議の選定による）から推挙され，一定の任期をもつ30名前後の「研究評議員会」で行うことによって研究の総合性を図るとともに，また研究評価をも行う。(4)専任研究員制度（一定の任期を設ける）を置き，それにより総合研究センターの研究の組織化並びに相互調整を行う。各プロジェクト毎に専任研究員を中心に流動研究員（客員研究員，出向研究員等）やその他の研究者を募ってこれに加え，常時300名程度の研究者が活動している状態が望ましい。（詳細は，日本学術会議月報11月号を参照されたい。）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

脳死に関する見解

―医療技術と人間の生命特別委員会報告―

最近の医療技術の発展に伴って生じてきた人間の生命とその尊厳にかかわる諸問題のうち特に脳死の問題は末期医療，臓器移植等をめぐって大きな社会的問題となっている。医療の現場では脳死の状態に陥った多くの患者をめぐって，日夜その家族や医師が苦悩に満ちた対応を迫られつつある。脳死の問題は，必ずしも心臓や肝臓などの臓器移植との関連においてだけでなく，むしろ現実的には多くの場合，末期医療の現場において深刻化している。このような現状にかんがみ，脳死にかかわる諸問題を様々の角度から十分に議論し，問題の所在を考察して，その解決への展望を示したものである。これが本特別委員会の今回の報告である。

本報告は脳死を医学的に，法的にそして心理的，倫理的及び社会的側面から考察した。全脳の機能が不可逆的に喪失した状態と定義される脳死は，医学的にみて個体の死を意味する。これは第７部会員の一致した意見であり，医学界の大勢と判断されるが，医学界の中にも少数ながら疑義を持つ者もある。脳死を人の死と認めるか否かについては，法律的にはこれを肯定，否定する見解が対立している。否定している場合にも脳死になった際，人工呼吸器を外してはならないということでなく，事情によっては違法性阻却ないし，責任阻却事由があり得ることまで否定するものでない。

人の死は単なる医学的現象ではなく，その人の人格，社会的存在にもかかわるものである。したがってその取扱いについては，本人の生前の意思，家族の感情，一般的倫理観，習俗，社会的慣習等を尊重しなければならない。しかし脳死をめぐっては三徴候に基づく伝統的な死の概念にとらわれることなく，深刻化している医療の現状に対処して新しい死の概念の確立に努めるべきであろう。このため関係方面において脳死をめぐる諸問題が検討され，速やかな解決への展望が開かれることを希望する。

以上の見解を第103回総会の承認を得て対外報告としてこれを公表することとした。

（詳細は，日本学術会議月報11月号を参照されたい。）

自由討議―食糧生産と環境―

この自由討議は，今期設置された「生物資源・食糧と環境特別委員会」のメンバーが主となり，個人の立場で，食糧生産と環境の問題について意見を発表したものである。会長近藤次郎（食糧に対する環境からのアプローチ），第６部，生物資源特委委員長阪本楠彦（食糧問題の展望），第６部（以下すべて特委委員）武田友四郎（環境変化が農業生態系に及ぼす影響），第５部岩佐義朗（水資源の立場から）の各会員がそれぞれに付記したサブテーマについて問題を提起した。これに続いて第３部大石嘉一郎（経済学の立場から），第１部石川栄吉（数量主義の反省），第６部水間豊（畜産学の立場から），第２部及川伸（食糧管理制度について），第６部福場博保（栄養面から見た食糧資源開発問題），第１部水津一朗（歴史地理学の立場から），第７部小泉明（人口と食糧・環境）の各会員から関連発言があり，質疑応答が行われた。

1973～81年頃のいわゆる“世界食糧危機”は既に去り，今や食糧の輸出競争が激化している。しかしアフリカ等の飢餓問題が解消したわけでは決してないし，開発途上国の所得増から来る食糧需要は決して楽観を許さない。まるで，栄養過剰の大国に“追いつき，追い越そう”としているかのようでさえある。

生産の面でも，自然の節理を無視した増産が進められている。森や山に住む神々への迷信的な怖れを失った後，自然破壊に対してかけるべき有効な抑制力を，人類はまだ見出せずにいる。破壊された自然の復旧（砂漠の緑化など）もまだほとんどできないままである。（この自由討議は日学双書５刊として出版されます。）

日本学術会議月報

日本学術会議は，その日常的な活動の状況を科学者や学術研究団体を始め関係諸機関・団体等に広く理解してもらうため，毎月１回，「日本学術会議月報」（Ｂ５版・６～12ページ）を発行し，無料で配布している。

その内容は，総会の決定事項，運営審議会の審議事項，研究連絡委員会の開催状況，関係学術研究団体と共同主催する国際会議の開催状況，後援する国際会議及び研究連絡委員会等が主催するシンポジウム・講演会のお知らせ等を中心として，その折々のトピック事項を掲載している。また，会員の随筆なども取り入れ，なるべく読み易い紙面となるよう努めている。

現在，当「月報」を送付している機関・団体等は，次のとおりである。

大学・短期大学，関係国・公・私立研究機関，公立図書館，関係省庁，関係報道機関，日本学術会議広報協力学術団体＊等

＊　本会議活動の周知を図るとともに，各学術研究分野との緊密な連絡・協力関係を維持・強化するため，本会議の広報活動に協力してもらう学・協会

第14期日本学術会議会員選出のための登録学術研究団体の概況

本会議では，現在第14期（昭和63年７月22日～昭和66年７月21日）会員（定員210人）選出のための手続きが進められているが，先頃６月末日を締切期限として，学術研究団体からの登録申請が受け付けられた。その後日本学術会議会員推薦管理会で審査が行われたが，結果は次のとおりであった。

学術研究団体の登録申請の審査結果

申請団体数……900団体

登録団体数……836団体

＊　日本学術会議会員推薦管理会が登録した836団体名は「日本学術会議月報」11月号に掲載されるので，ご参照願いたい。

日学双書「高度情報社会の展望と課題」

日本学術会議第101回総会における自由討議「高度情報社会の展望と課題」の記録及び「高度情報社会特別委員会」のヒアリングを編集し，日学双書 No. 3 として刊行されました。

日学双書 No. 3「高度情報社会の展望と課題」

１部　1,000円（送料250円）

（問い合わせ先）

〒106東京都港区西麻布３－24－20

交通安全教育センター内

㈶日本学術協力財団

郵便振替

（口座番号）東京４－27458

㈶日本学術協力財団あて

多数の学術研究団体の御協力により，「日本学術会議だより」を掲載していただくことができ，ありがとうございます。

なお，御意見・お問い合わせ等がありましたら下記までお寄せください。

〒106　港区六本木７―22―34

日本学術会議広報委員会

（日本学術会議事務局庶務課）

電話　03（403）6291

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/03

1987年国際ガスタービン会議東京大会を終わって

実行委員会委員長　松　木　正　勝

1987年国際ガスタービン会議東京大会は10月26日から30日にわたって開催され，盛会裡に終了した。今回の国際ガスタービン会議は，1971年（第1回），1977年（第2回），1983年（第3回）に続く第4回目として日本で開催されたガスタービンに関する国際会議であった。第1回は日本機械学会と米国機械学会の共催で開催されたが，これが我が国ガスタービン関係者を糾合する契機となって現在の日本ガスタービン学会が誕生し，第2回以降は日本ガスタービン学会が主催して来た。回を重ねる毎に共催学会も増え今回は5箇国，6学会となった。

第1回以来6年毎に東京で開催して来たが，この15年間で，世界のガスタービン工業は非常に発展を遂げた。省エネルギー原動機としての有力旗手として，ガスタービンは主用途である航空用で省エネルギーエンジンが開発されると共に，産業用ガスタービンにおいても，コンバインドサイクル，コジェネレーションなど多用途に広がると共にターボチャージャは乗用車にまで普及するなどガスタービン技術は急速に発展しつつある。

この様な状況から開催間隔を短縮したいと言う声が挙がって来た。そこで今回は期間を約半分に短縮して小規模に簡素に開催することを計った。

しかし今回の結果を見ると，参加論文数は130編を越え，参加者も554人と前回並に達しており，論文の約半数は海外からであり参加国も14箇国となっており小規模にすることは出来なかった。然し簡素さを旨とし関係各位の御協力によって何とか乗り切ることが出来た。今後はこの経験を生かして計画を立てることになろう。

この学会講演会と並行してガスタービン関連製品の展示を行うことについては，産業界が円高不況の状態にあることもあり，大型機関係者は消極的であったが，小型機関係者は新技術を知らせたいと積極的であった。又計測器関係や素材関係者も展示の希望が多かった。これらの状況を勘案して，机の上に置ける程度の小さい展示を行うこととした。部屋も小さな2室であったので21社が展示に参加した。その他室外にはパネル展示を行った。又カタログ展示室も一室設けた。

展示会入場者は1200人を越え，有意義な展示会となった様に思われる。

前回の1983年の直後の昭和59年から次期国際会議検討委員会を設け開催期間を半分の3年にすることが検討されたが，毎年開催されるASMEのGas Turbine Conferenceは開催地を米国内と国外と交互に春に行っており，1986年は西独，デュッセルドルフであるため競合をさけて一年延し1987年秋に東京大会を行なうこととした。この年はISABEは米国シンシナチで春に開催され，CIMACはワルシャワで春開催されたが，これらは特殊であるから影響は少ないと考え決定した。

1987年10月の東京大会の開催を決定して各国の関係学会へ共催の依頼を行なったところ，フランス，中国，英国，ドイツ，日本機械学会の5学会からは承諾を得られたが，米国のASMEからは得られなかった。それはその当時ASMEは1987年秋にヨーロッパでガスタービン関係のConferenceを開催する準備を進めていたため，我々からの再三に渡った依頼に対して今回は協力学会となれないことを通知して来た。東京大会は歴史的に第1回の1971年以来ASMEの協力によって開催されて来たこともあり，非常に残念ではあったが，今回は止むを得ないものとして今後の協力に期待して上記5学会の協力で開催することになった。

昭和60年3月には上記検討委員会を次期国際会議準備委員会に改組し，会議内容，規模，会場，予算など詳細な計画を始めた。

今後の開催頻度を約3年毎にするには経常的に安定して開催を行うことが出来る方法を作る必要があり今回の会議運営はこの事を頭に入れて行われた。

会場は“ゆうぽーと”の協力を得ることが出来

（昭和62年11月9日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

1年半以上前から仮予約が出来又，発表論文数が増すにつれて講演会場を増し，7階全部とし展示会場も6階で2室が使える様にするなど非常な協力を得た。そのため会議の運営を円滑に行なうことが出来た。

今回は全論文をまとめた論文集を登録時に渡すこととし，3冊の分冊とした。

講演会場での公式用語は英語とし，討論にのみ日英の逐語通訳をつけることとした。これらにより経費の節約を計ったわけであるがその為に参加者の方々には御不便をおかけした点があるかも知れないが，おゆるしいただきたい。

運営費は登録費を主財源とするが，学会の国際会議準備金，展示会収入なども補助財源として運営を計った。従って登録者数が多いことが重要であったが，今回は予期以上の方が登録され，今後のガスタービン国際会議の運営に一つの指針を得ることができた。参加者にどれ位御満足いただけたかが問題であるが，今後各方面の御意向を聞き次回のより良い運営の糧にしたいと思っている。

昭和61年6月にFirst circularを発送すると共に本会議を衆知し，多数の参加者を確保し，会議の運営を円滑に行うために“1987年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会”を設立することとしその準備を始めた。第1回組織委員会は昭和61年11月14日“ゆうぽーと”で開催された。

第一回組織委員会以後は準備委員会は実行委員会に改組され，総務，財務，論文，行事，展示の各委員会を設け実行に移った。

第2回サーキュラーを昭和62年5月に又第3回サーキュラーを7月に発行し，参加登録を呼び掛けた。

論文数は最初80編を想定していたが昭和61年12月の段階での申込総数は194編であった。4室並行で行うこととし，特別講演3，企画セッション4，パネルセッション1を設けるとすると収容可能論文数は110〜130編程度となるので，校閲の結果選定することとし，総数は130編となった。特別講演，企画セッション，パネルセッションについては，内容を豊富にする為何人かの人々に特別に参加の依頼も行った。今年はガスタービン関係の国際会議が多かったにもかかわらず参加論文が予期以上であったことは，ガスタービンが発展しつつあることの証しであると共に，日本で開催するガスタービン国際会議が海外の人々からも期待されている一つのあらわれであるとも考えられる。

初日の26日の夕方行ったウェルカムレセプションには非常に多数が参加され盛会であった。28日に行ったバンケットも160名が参加可能数であったため止むを得ずお断りした方があり申し訳なく思っている。

30日及び31日の見学会も満員となり，海外からの参加者を優先にしたため国内の参加希望者をお断りしたが，お許し願いたい。

レディースプログラムは婦人委員を含む委員の方々の努力で，日本舞踊，型ぞめ，などを行い喜ばれた。婦人間の交流が深まった様であった。

展示は6階2室の室内展示は狭いにもかかわらず，大型機，コンバインドサイクル，コジェネレーションなどは模型，写真等を展示し，小型機は実機の展示を行うところもあった。計測器のメーカーは実演を行い，セラミックスガスタービンは一般紙にも紹介された。

以上今回の国際ガスタービン会議東京大会について速報申し上げたが，詳細については学会誌の次号に発表されることになっている。

まだ最終的な整理を終っていないので詳細なことは不明であるが，大局的に見ると予期以上の方が参加登録され，各講演会場もほぼ満席であり，特に特別講演，企画セッションなどでは立席をお願いした方も多数居られた様で，もう少し大きい室を用意出来たらと申訳なく思っているが，次回の計画に対して役立てたい。

海外からの参加は米国からは前回より少なかったが他は多くなっており，次回は更に多くなることが期待される。日本で行うガスタービンに関する国際会議と云う意義が確立しつつある様で，3年後に又会いましょうなどと挨拶される外国人も居られた。この様な国際会議を日本で開くことは，今最も求められている技術情報の自由化に対して我が国の実状を開放することであり，今後のより良い国際関係へ貢献するものと考えられ，今後は更に頻繁に，着実に，安定した国際会議として発展して行くことを願うものである。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

後記

行事の多かった秋も足早に去って，ぼちぼち寒さが気になる頃となった。12月号には「高効率ガスタービン」の特集号を編集委員会に提案したところ皆の賛同が得られた。また多方面にわたる執筆者には多忙の中，快く応じていただき，労をわずらわすこととなった。協力いただいた方々に心から感謝申し上げる。

高効率ガスタービン開発のプロジェクトは，昭和53年から進められてきたが，この7月にパイロット機の負荷試験を終了し，今年度をもって，ひとまずその幕をおとすことになる。執筆者の顔ぶれを見ていただければわかる通り，組織も分野も多方面にわたっており，これらの他に多くの方々が協力して10年間，このプロジェクトを推進してきた。実に大きなプロジェクトであった。特集の中から，各分野での成果と苦労をくみとっていただき，また批判をいただけたらと思う。

今年はガスタービンにとっていろいろ行事の多かった年である。米国でのASMEガスタービン会議に引き続いて，ポーランドでのCIMAC，スイスでのコジェネレーションに関する会議，そして何よりも日本で4年ぶりに開催されたガスタービン会議は，外国からも多数の参加をえて盛大に開催された。ガスタービンに携るものとして御同慶にたえない。1988年もガスタービンにとって実り多き年であることを祈念します。

（今井　鉄）

〈事務局だより〉

人恋しく，食べ物恋しくなる秋……といった感慨にふける間もなく，秋も過ぎ去っていってしまいました。

十月末，第4回目の国際会議も一週間の幕を閉じました。二年余の間準備をしてきたのですが，いざ終わってみると，アッという間だった気がします。前にも書きましたように，参加者数が，大変気がかりだったのですが，おかげ様で登録者も500名を越えて盛況でしたし，展示会の方もかなりの入場者でにぎわっておりました。

今回は経費節減のため，プロの国際会議の業者を使わずに，当学会が自力（？）で開催するというはじめての試みで準備・運営がなされてきたわけですが，会場の制約その他諸々のことで，皆様にもご不便をおかけしたこともありましたし，私共事務局スタッフも慣れないこともてつだって，ずい分，いろいろ戸惑ったこともありました。でもこの貴重な経験を生かし，次回開催の時に役立てたいと思っております。改良すべき点，反省すべき点など山ほどありますので，これからそれを整理するだけでも日数がかかりそうです。

とにもかくにも今回の国際会議がこのように無事終了出来たのも実行委員はじめ，各部門の委員の方々の大変なご尽力，ご協力があったからこそとここで改めて心から御礼を申し上げます。

さて，国際会議が終ってホッとしたのもつかの間，恒例の行事が次から次へと控えております。

まずシンポジウム（この12月号が発行される時は終了しているはずです），そして12月11日の川崎重工見学会，来年1月28・29日のセミナー，3月の中部電力の見学会（今月号会告頁参照）などです。これらの行事へも是非，奮ってご参加下さい。

昨年12月号にも書きました事務局隣りの木村屋パンビルの建設工事は，一年たった今も続いており，前より少し小さくなったとはいえ，相変わらずの騒音です。今年もこの音と共に暮れようとしています。

来年は静かな良い年となりますように……。

［A］

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06

第16回ガスタービン定期講演会講演論文募集
{共催　日本ガスタービン学会（幹事学会）　　日本機械学会}

開 催 日　昭和63年6月3日（金）
会　　場　機械振興会館（東京・芝公園内）

講演論文の内容
(1) ガスタービン（すべての用途を含む）及び過給機並びにそれらの応用に関連する理論及び技術をあつかったものすべて。ガスタービン本体のみならず補機・付属品，ガスタービンを含むシステム及びユーザー使用実績等も歓迎します。
(2) 最近の研究で未発表のもの。一部既発表のものを含む場合は未発表部分が主体となるものに限ります。

講 演 者　講演者は，日本ガスタービン学会会員または日本機械学会会員とし，1名1題目を原則とします。

申込方法
(1) はがき大の用紙に「第16回ガスタービン定期講演会講演申込み」と題記し下記事項を記入し，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402）宛申し込んで下さい。
a）講演題目　b）著者氏名（連名の場合は講演者に○印をつけて下さい）及び勤務先　c）所属学会及び会員資格　d）連絡者氏名，住所　e）100～200字程度の概要
(2) 講演申込み書と講演論文原稿に記載の講演題目，講演者及び連名者氏名は一致のこと。いずれも提出後の変更等は受付けません。

申込締切　昭和63年2月12日（金）必着

講演論文の原稿
(1) 講演論文執筆要領及び原稿用紙を連絡者にお送りします。講演論文は1,292字づめ原稿用紙2ページ以上8ページ以内とします。
(2) 原稿提出期限　昭和63年4月15日（金）
(3) 講演時間は1題目につき討論時間を含め約30分の予定です。
(4) 講演発表の採否は両学会に御一任願います。

技術論文等への投稿
(1) ガスタービン学会所定の要件(講演論文集原稿執筆要領参照)を満たしているガスタービン学会会員の講演論文は，講演会終了後，技術論文原稿として自動的に受理され，校閲を経て技術論文としてガスタービン学会誌に掲載されます。
(2) 機械学会会員（講演者）で日本機械学会の定期刊行物，論文集，Bulletin of the JSMEに投稿希望の方は申込み用紙の写，2部を日本機械学会事業課（〒151 東京都渋谷区代々木2－4－6三信北星ビル内）宛お送り下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/04

第4回見学会・技術懇談会のお知らせ

62年度第4回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので参加要領をよくお読みの上，奮ってご参加下さい。

〜 記 〜

1. 日　　時：昭和63年3月11日（金）　12：40〜17：00
2. 見　学　先：中部電力四日市火力発電所及びLNGセンター
3. 技術懇談会：加藤隆氏（中部電力㈱四日市火力発電所副所長）
   〝4号系列コンバインドサイクルプラントについて〟
4. スケジュール：12：40　近鉄四日市駅集合（バスがお待ちしています）
   13：00〜13：30　四日市火力発電所概要説明
   13：30〜14：30　四日市火力発電所4号系列見学
   14：30〜15：00　LNGセンターへ移動
   15：00〜15：30　LNGセンター概要説明
   15：30〜16：00　LNGセンター見学
   16：00〜16：30　技術懇談会
   17：00　近鉄四日市駅解散
5. 交通の便：近鉄四日市駅より送迎バス
   （参加者には後日詳細を連絡します）
6. 参加要領：
   (1) 定員50名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します）
   (2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「中部電力見学」と書き，所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）・氏名・TEL.を明記の上，下記事務所へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意下さい。（〆切昭和63年2月19日（金）消印有効）
   (3) 参加費2,000円（当日受付にてお払い込み下さい）

〒160　新宿区西新宿7－5－13　第3工新ビル402
㈳日本ガスタービン学会　TEL.03－365－0095

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

第28回航空原動機に関する講演会プログラム

企　　画：日本航空宇宙学会航空原動機部門委員会
共　　催：日本機械学会，日本ガスタービン学会
日本航空技術協会
開 催 日：昭和63年2月24日（水）
会　　場：機械振興会館　地下3階研修1号室　東京都港区芝公園　☎ (03) 434-8211(代)

交　　通：都営バス東京タワー前下車
1) JR 東京駅丸の内南口より等々力ゆき
2) JR 浜松町駅北口より東京タワーゆき
：営団地下鉄日比谷線神谷町駅より徒歩10分
参加登録費：1,000円（当日，学生は無料）

プ ロ グ ラ ム

（講演15分，討論5分，○印は論演者）

9：00〜10：40　〔司会　中橋和博君(航技研)〕
1) FJR 710 エンジンの空中再始動特性
森田光男，佐々木誠(航技研)
○鷺谷儀正(石川島播磨重工業)
2) FJR 710 エンジン用低差圧カーボン・セグメントシールの開発　森田光男，佐々木誠(航技研)
○小林英夫(石川島播磨重工業)
陣内　毅，松本洋志(イーグル工業)
3) オイルサンプ室可視化試験結果
小林清治(石川島播磨重工業)
4) 回転体の軽量化に関する研究
○萱場邦彦，菊池秀勝(防衛庁技本3研)
永井正夫(防衛庁装備局)
5) チタンアルミターボロータのホットスピンテスト結果　○中村敏則(川崎重工業)
野田俊治(大同特殊鋼)

10：50〜12：10
〔司会　赤城正弘君(防衛庁技本3研)〕
6) 異方性材料中空タービン翼の振動解析
服部博明(石川島播磨重工業)
7) 積層型タービン冷却動翼の冷却性能
熊谷隆王，三村富嗣雄，○吉田豊明(航技研)
8) タービンシュラウド部の熱伝達の研究
○船崎健一，小幡正一(石川島播磨重工業)
熊田雅弥(岐阜大工)
9) タービン翼列設計と実験的検証
佐藤友彦，○青木素直，森　秀隆(三菱重工業)

13：10〜14：00　〔司会　宮地敏雄君(航技研)〕
特別講演
「V2500 エンジン開発の現状」
日本航空機エンジン協会　技術部長　伊藤源嗣氏

14：10〜15：50　〔司会　長島利夫君(東大工)〕
10) 高圧力比遠心圧縮機の研究
森下　進(三菱重工業)
11) 衝撃波-境界層干渉による流れの自励振動現象の研究　○山本一臣(東大院)，谷田好通(東大工)
12) 2次元ノズル模型 IR 試験結果
藤本治男，外園博一(防衛庁技本)
伊藤彦昭，○酒井淳(石川島播磨重工業)
13) 高速気流中における気流微粒化式燃料噴射器の噴霧特性　北村昌之，赤城正弘，
○有川幸二郎(防衛庁技本3研)
佐藤幸徳，柏木　武，
中野静嘉(石川島播磨重工業)
14) 高温，高圧力下における燃料液滴の蒸発機構
○津江光洋，野村浩司，丹羽マリオ(東大院)
宮野春雄(日本郵船)
佐藤順一(石川島播磨重工業)
河野通方(東大工)

16：00〜17：20　〔司会　吉岡俊彦君(日本航空)〕
15) 超音速燃焼に関する研究（第1報　非燃焼流れの可視化）　○江口邦久，西脇英夫，黒沢要治，
下平一雄，五味光男，藤井昭一(航技研)
西岡通男，辻川吉春(大阪府大)
16) 矩形スクラムジェット燃焼器の実験
○小室智幸，工藤賢司，升谷五郎，
鎮西信夫，村上淳郎(航技研角田)
17) スクラムジェットの最適化に関する研究(第2報)
○塚本裕二郎，辻川吉春(大阪府大)
藤井昭一(航技研)
18) 宇宙往還機用エアーブリージング・エンジンの適合性について
○坂田公夫(航技研)，松本直文(足利工大)
松島弘一，狼嘉彰，柳　良二，
進藤重美(航技研)

講演前刷集：頒価1部3,000円（送料300円）送料を添えて昭和63年1月30日までに下記宛て，お申し込み下さい．当日会場でも頒布します．
申 込 先：日本航空宇宙学会
〒105 港区新橋 1-18-2
航空会館分館　☎ (03) 501-0463

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.

学会誌編集規定

1. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の２種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンおよび過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、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。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙４枚で刷上り約１頁となる。
5. 刷上がり頁数は１編につき、図表を含めてそれぞれ次の通りとする。論説４～５頁、解説および技術論文６～８頁、見聞記、速報および寄書３～４頁、随筆２～３頁、ニュース、新製品紹介、書評等１頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 原稿は下記宛に送付する。

〒160　東京都新宿区西新宿7－5－13、第３工新ビル
㈳日本ガスタービン学会事務局

技術論文投稿規定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
   1) 投稿原稿は邦文で書かれた著書の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
   2) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷上がり８頁以内とする。ただし、１頁につき15,000円の著者負担で４頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿１部、副原稿（コピー）２部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。

日本ガスタービン学会誌
第15巻　第59号
昭和62年12月10日
編集者　森下輝夫
発行者　稲葉興作
（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

Download service for the GTSJ member of ID , via 13.58.192.154, 2025/05/06.