



「ネー 20」のころ

名古屋大学工学部 大塚 新太郎

本誌 1983 年 3 月号に棚沢泰先生が「ネー 20」の思い出を書いておられ、拝読するにつれ、筆者も少しはこれに関係があったので、まことに懐しく、たまたまこの随筆欄の寄稿依頼があったので、当時の事情を書いてみたいと思う。以下の話は東京帝大・航空研究所関係のことで、筆者は大学を卒業して間もない大学院特別研究生（筆者の卒業の年・昭和 18 年 9 月からこの制度が発足した。特典は徴兵猶予があったことと、学生にもかゝわらず手当が支給されたことである。筆者は既に海軍の短期現役に合格していたが、研究ができる方を希望して特別研究生になった。）であったこと故、くわしい事情は知る由もなかったのであったが、それでもそんなべいべいにも後述のような超重大な仕事が回ってくるという、そんな大変な時代の思い出である。

日時ははっきりしないが「ネー 20」の開発（開発という言葉は当時ではなかった。何と言ったか？）の日程から考えて昭和 20 年の 4 月頃であったろうか、筆者は実吉金郎教授（兼海軍技師）、中西不二夫教授、河田三治教授（いずれも物故）、八田桂三助教授（現・航空事故調査委員長）に呼ばれ「ネー 20 - 改」の空力設計を命ぜられたのである。「ネー 20」が動くようになったが、性能が思わしくない。それでは困るので、航研の衆知を集めて改良型を作る。方針はこれこれしかじか。その根本の空力設計をお前がやれ、と言うわけである。

勿論筆者がべいべいとは云え、これだけの大仕事を命ぜられるについては、それなりの下地はあった。しかしそれにしても平時の現在から見たら無茶苦茶な話である。（大学を出るとすぐ飛行機の設計をさせられた時代、何人もの筆者の先輩、同輩が、こんな経験をもっている。）

筆者は昭和 16 年東京帝大の航空（原動機専修）

に入学、レシプロ・エンジンにあきたらずガスタービン・エンジンを志し、卒業設計にはターボ・プロップ（ガスタービン・エンジン）を設計した。（ターボ・プロップという言葉も当時はなかった。）高度 5,000 m で飛行速度 720 km/h、出力 3,000 HP（ジェットの推力をも馬力に換算）（高度 0 で 5,000 HP）最大外径（フェアリングの最大径）940 mm 重量 1,800 kg（補機を含まず）燃費 310 g/HP/h、燃焼温度 630 °C（当時の耐熱鋼ではこんな程度）圧縮機圧力比 3.2、11 段（1 段当りの圧力比 1.11）タービン 7 段（外径を小さく押えたので多段になった）。圧縮機、タービンの設計は河田三治先生のご指導を受け、また筆者が思いついた半径平衡の式を用いた。（タービンの中の流体の流れ方、航研イ報 241 号 昭和 19 年 9 月）（これは恐らく日本で最初の半径平衡を考慮した設計であろう。当時の正式図面は東大で大部分が行方不明になってしまったが、筆者の控えの図を見ると結構さまになっているので面白い。圧縮機の設計は河田先生が充分開発された方式を取入れたので、先ず間違いなく成立する筈のものであり、燃焼温度は充分低く、こんなことで当時の最高のレシプロ・エンジンをしのぐ性能のものを作りうる事がわかったわけである。（筆者はこの記念すべきタービン・エンジンに「ひまわり - 2 号」という名をつけた。火をたいて回る、ローターはひまわりの花に似ているという若者のロマンからであった。1 号は半径平衡をまだ知らなかった時の作であり、この設計を通じて半径平衡を考えなければならぬことに気がついた。）

学部の学生だった当時は、海軍の種ヶ島時休大佐の活動は全く知らず、また中西先生が昭和 13 年に出された「飛行機のロケット推進について」（航空学会誌 昭和 13 年 7 月）という論文も知らなかった。（当時はジェットという言葉は我国では使われず、噴流推進に属するものはすべてロケットと言われた。）しかしこの論文は世界的に

（昭和 58 年 7 月 1 日原稿受付）

見ても極めて高度の先見性をそなえていたもののように思われる。我国にもジェット・エンジンの生れる礎地は充分に出来ていたわけである。

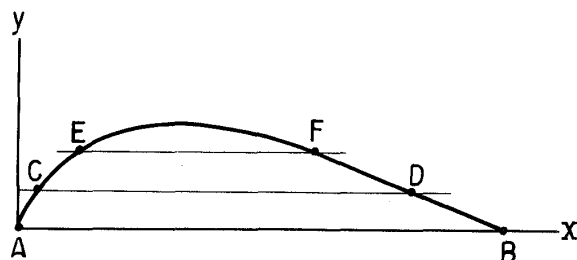
大学院に入ってから、八田先生のお供をして空技廠に何べんかタービン・ロケットを見に行った。最初の頃は「ネー10」の時代で、当時は「TR-10」(Turbine Rocket)と言ったように記憶している。推力が不足している、タービンの羽根が飛んで屋根に穴をあけた、など思い出される。棚沢先生のお話にもある通り、燃烧器は難物で、「どうするか」という会議に呼出されたこともあった。たしか棚沢先生も来ておられたが、種ヶ島大佐は非常にあせっておられ、参加者の一人がどなりつけられるという場面もあったのを覚えている。その後遠心圧縮機の前に4段の軸流を追加した「ネー12」となるのであるが、これがやはりうまく行かぬうちにBMW-003の断面図が一枚手に入り、それを参考にして「ネー20」が生れることになったことは棚沢先生のお話の通りである。キャビネ版の図は筆者も見た。

「ネー20」の軸流圧縮機の設計は、筆者の一年先輩の穴戸壽雄大尉(現・日興リサーチセンター)が担当されたと聞いた。圧力不足を、翼をペンチで曲げてカバーした話は有名である。穴戸氏は当時軸流関係でハイスピードの実験もされており、終戦時に筆者はそのデータをいたづいた。これについては「機械の研究」誌に発表してある。(高速軸流圧縮機の実験, 機械の研究 8巻5号 1956年)

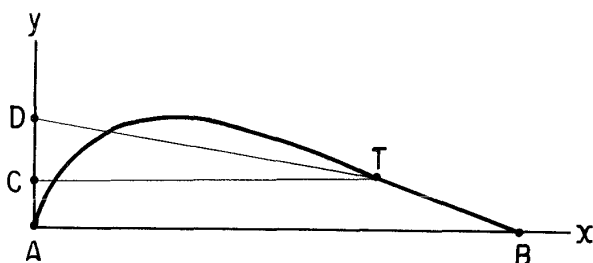
さて、このような背景で「ネー20-改」の設計が開始されることになった。方針は次のようなことであつたと思う。先ず外径等是不変(圧縮機ローター径480φ)とする。静止推力は「ネー20」が490kg(一説には550kg)で不足なので650kgにする、そのため軸流圧縮機の軸流速度を160m/sにして流量を増やす。動翼は河田先生の開発された航研Z I系翼を用いる。(軸流送風機用翼型の研究, 航研イ報 213, 237号)これは高速実験のデータがあつて $M \div 0.86$ くらいまでの性能がわかっているので、それを用いる。圧力比は一段当り1.2とし、6段で全圧力比3とする。「ネー20」は8段) 燃焼温度は1,000°K(727°C)この程度なら鋳鉄のタービンノズルでカバーでき

る。タービンは軸流1段、半径平衡を考えた設計とする。圧縮機効率85%, タービン効率87%, 補機の動力(150HP), 冷却用空気(5%)など細かい点も考えに入れ計算すると最終的に、推力645kg, 燃費は12.3kg/分, といったところになる。

航研Z I系翼は第2図に示すように一つのフォームド・カッターで上面を作り、後縁を一定位置におさえて、下面の直線を後縁まわりに回転させて形成させるもので、翼厚はtipで6%, rootで10%であった。(第1図はZ C系翼型で図のように下面を平行移動で形成する。) tipの形状



第1図



第2図

は現在の遷音速翼型と似ていて、ここでのMach数は0.87近くなるが充分実用に耐えたであろう。(tip径480φ, 初段root径336φ, 回転数11,000rpm) Z I系翼の高速実験は多分河村竜馬先生(現・日大教授)が担当され、プロペラとして行なわれたのだと思う。翼列としてのデータではないが、充分使えるという河田先生のご意見であった。このデータはほんの一部を除いて、残念ながら手もとにはない。

タービン翼については、はっきりした記憶はないが、簡単な翼列実験が谷一郎先生(現・航技研

顧問)のところで行なわれた。流出方向は後縁に糸をつけてもとめた。これは筆者が現在行っている二次流れの観点から合理的なものであった。(翼列の二次流れの理論・雑記, ターボ機械 7巻6号 1979年)タービン外径558φ, 内径406φ。タービン動翼のディスクへの固定は実吉先生の案で de Laval 型のものの根部を一本おきに長短にしたものにすることになっていた。これによって強度をかせぐことができるとのことであった。

以上のような経緯で筆者の担当の空力関係は完成, 構造設計試作にかゝったところで, 昭和20年8月7日の橘花のテスト飛行の成功と, 8月15日の終戦をむかえ, この改良計画も廃棄となつた。筆者の一生における唯一の軸流圧縮機, タービンの実用設計と, そして半径平衡の理論の検証の機会は消え去った。あと戦争が半年つゞいていたら或いは試作されたかもしれない。しかし, そのため国民の受けるに違いない損害は莫大なもので

あった筈であることを考えると, これで良かったのであろう。

この原稿を書くために古い記録をひっくりかえしているうち, 筆者が「航空朝日」のために書いた解説記事「ロケットの話」(航空朝日, 皇紀2604年 昭和19年11月)が出て来た。読んでみると大学を出たてのぺいぺい(平井)が書いたにしてはばかにきちんと確かなことが書いてある。現在筆者が学生に話をしていることゝ何等違うところはない。当時筆者が戦時中とは云え, 如何に速かにロケット, ジェットの理解にせまりつゝあったか, そして, その後の進歩が如何に少なかったかを思い知らされた感じがする。若い時の一生懸命の勉強が大切なことを再確認した思いである。

(ZC, ZI系翼については広岡貫一氏から資料をいただいた。)

(昭和58年7月記)



低カロリーガス焼きガスタービン（その1）

三井造船 高木圭二

1. 前書き

二度にわたるエネルギー危機によって、石油やガスのエネルギー資源が無限でないことを思い知らされた。この為、資源保有国では地下資源の尚一層の採掘回収を計っているが、現状の回収技術の限界の為に収率は伸びていない。人口増に伴う需要の恒常的増加、未開発国の発展によってエネルギーの需要は増加していくため、新しいエネルギー資源の開発やより優れた資源回収技術の開発、現有エネルギー源の有効活用の活発が必要となっている。特に我国においては、石油ショックによって省エネルギー、省石油が進められ石油エネルギーの有効活用が計られてきたが、尚一層今まで未利用であった低カロリー廃ガスや重質油を燃料として利用する技術が必要である。又、新しい燃料源として、木材・紙・バガス等のバイオマスの利用や産業廃棄物から発生する可燃ガスの利用も考えられ始めている。

種々のプロセスより副生物として発生する低カロリーガスは、将来の必要エネルギーの一部を代替りするエネルギー源である。石炭や油母岩、オイルサンドなどの新しい資源の利用の場合にも低カロリーガスの形で利用される場合が多い。現時点で低カロリーガスが発生すると考えられている開発中のプロセスは次のようなものである。

- a) 火巧法地下資源ガス化 (Insitu Combustion)
- b) 燃料電池排ガス (Anode Vent Gas)
- c) 高圧石炭ガス化プロセス (Coal Gasifier Plant)
- d) 油母岩プロセス (Oil shale Gasifier Process)

現在すでに開発されている低カロリーガス発生プロセスは、ゴミ堆積メタン発酵法、常圧石炭ガス化プロセス、重質油分解 (フレキシコーク) プロセス等がある。

これらのプラントオフガスは低カロリーガスであるために、フレアで燃やし焼却してしまうよりは有効利用を計ることの方が生態学的にも経済的にも好ましい。近年までは高炉ガス (BFG) を除いて、低カロリーガス燃料はほとんどガスタービンに利用されていない。このBFGガスの利用の例は、過去1951年以来、現在まで総計30数例ある⁽¹⁾ (表1, 2参照) が、近年在来燃料の有限化、燃料コスト上昇の為に、低カロリーガス焼きガスタービンの利用計画が多く立てられるようになり、ガスタービンメーカーでの技術開発も進み低カロリーガスの応用が促進されている。ガスタービンは非常に短期間で据付が可能で、建設費が安いことなどの経済的理由の他、高熱利用率となるため近年利用が計られ、特に低カロリーガス焼きガスタービンは第3次の省エネルギー施策として、プラント効率化の主役を負おうとしている。ガスタービンは多種多様な可燃物を燃料として利用出来る原動機として最適であり、この燃料多様化の時代にこそ燃料に対するガスタービンの新しい応用技術の開発が求められている。

本解説では、低カロリーガス焼きガスタービン (その1) として、低カロリーガスの多様性と定義、発生プロセス、低カロリーガスの持つ特徴とガスタービンへ応用する場合のシステムについて述べ、(その2) として低カロリーガス焼きガスタービン本体、燃焼技術、燃料供給と圧縮システム、ダスト除去と腐食成分除去及びプラントの信頼性について解説する予定である。

2. 燃料多様化と低カロリーガス燃料

資源の有効活用と省石油の観点からガスタービンに使用される、或いは使用を求められる燃料は固体、液体、ガス体と多岐に渡る。特に、技術的な開発や利用技術の検討を要する可燃物質は多い。液体又は固体の可燃物質は今回の課題から離れるので除外するが、ガス燃料だけを取っても数多く、これを列挙してみると下記の通りである。

(昭和58年8月10日原稿受付)

表1. Operational figures of some Brown Boveri gas turbine installations, plants burning blast-furnace gas.

Plant, country	Commis- sioned	Nominal terminal output,kw	Total running hours, h	Energy produced, mwh	Starts	Mean elec load during optime, kw	Average run- ning hours per year	Figurs correct to	Remarks
Dudelange (Luxembourg)	March, 1951	5,400	71,172	337,419	589	4,730	6680	Dec.15,1961	Base-load with 87% electricity, 13% cold blast
Rodange (Luxembourg)	Oct., 1958	7,300	17,964	98,429	259	5,500	5700	Dec.15,1961	Base-load with 70% electricity, 30% cold blast
Niederrh. Hütte I	Aug., 1957	6,000	28,171	140,000	40	5,000	6800	Nov.26,1961	Base-load with 70% electricity, 30% cold blast
Niederrh. Hütte II (Germany)	Aug., 1961	6,000	4,000	22,000	—	5,500	—	April, 1962	Base-load with 70% electricity, 30% cold blast
Haspe (Germany)	July, 1958	14,000	25,002	294,884	50	11,800	7300	Dec.31,1961	Base-load with 65% electricity, 35% cold blast
Rheinhausen I (Germany)	Oct., 1958	14,000	17,427	254,479	148	14,600	5600	Dec.31,1961	Base-load only electricity
Hörde I	April, 1959	8,000	12,743	—	—	—	5880	June, 1961	Base-load only cold blast
Hörde II (Germany)	March, 1960	8,000	10,696	—	—	—	8560	June, 1961	Base-load only cold blast
Huckingen (Germany)	April, 1959	6,000	12,637	—	—	—	6000	June, 1961	Base-load only cold blast
Dortmund (Germany)	Nov., 1959	8,000	10,536	—	—	—	7000	June, 1961	Base-load only cold blast
Donawitz (Austria)	Aug., 1959	14,000	18,722	124,466	145	6,630	8150	Dec.15,1961	Base-load with app.40% cold blast, 60% electricity
Shelton (England)	Sept., 1958	2,500	18,723	26,450	108	1,410	5600	Jan.17,1962	Base-load unit
La Chiers (France)	Sept., 1958	7,300	15,530	123,000	119	7,930	4830	Dec.15,1961	Base-load with 69% electricity, 31% cold blast
Knutange (France)	Feb., 1960	14,000	11,314	159,737	135	14,100	6300	Dec.15,1961	Base-load with 80% electricity, 20% cold blast
Usinor (France)	Jan., 1960	12,000	13,591	208,683	190	15,350	7230	Dec.15,1961	Base-load with 70% electricity, 30% cold blast
Rombas (France)	Sept., 1960	14,000	6,617	109,691	102	16,600	5500	Dec.15,1961	Base-load with 47% electricity, 53% cold blast

表2. GAS TURBINE BURNING BLAST FURNACE GAS

CLINT	COUNTRY	COMMIS- SIONED	POWER (KW)	LHV BTU/SCF	GAS TEMP (°C)	OPERATION HRS. TO 1973	PARTS CHANGED
HAINAUT SAMBRE I	BELGIUM	1955	7,500	101	710	112,000	ONE 1ST STAGE (CORROSION)
HAINAUT SAMBRE II	BELGIUM	1956	7,500	101	710		ONE 1ST STAGE (CORROSION)
COCKERILL OUGREE	BELGIUM	1958	7,500		720		1 BRAD FRACTURE (TORSION)
ROUEN	FRANCE	1959	7,500		710		ONE ST STAGE (CORROSION)
PONT A MOUSSON	FRANCE	1960	7,500		720		NONE
COCKERILL OUGREE	BELGIUM	1960	7,500		720		NONE
ALTOS HORNOS BILBAO I		1961	5,000		710		TURBINE BLADE FRACTURE
ALTOS HORNOS BILBAO II		1961	5,000		710		NONE
COSIDER S P A	ITALY	1965	8,500		720		NONE
ITALSIDER I	ITALY			96.6		32,900	NO
ITALSIDER II	ITALY			96.6		44,600	
ITALSIDER III				96.6		29,500	
ALTOS HORNOS MONCLOVE (M)		1975		75			

表3. 各種燃料ガスの成分と発熱量

		BLAST FURNACE GAS	TYPICAL LOW BTM COAL DERIVED GAS	DIGESTER GAS	CARBON BLACK PLANT EXHAUST GAS	COKE GAS	ELEC- TRIC FURNACE GAS	LDG	FLEXI COKER GAS
VOL %	CO	22.6	11.0		18.7	60.5	57.0	62.0	19.9
	H ₂	4.6	16.8		1.1	—	9.0	1.5	9.3
	CO ₂	14.9	10.9	37~34	8.5	22.0	33.0	15.5	8.0
	N ₂	0.6	30.7	0.829	69.6	12.9		21.0	55.3
	H ₂ O	6.0	27.5	1			SATU.	SATU.	5.2
	CH ₄		2.9	61~64					2.3
	C ₂ H ₆								
	H ₂ S	—	—	500		0.02			
	O ₂			0.168	2.0				
	OTHER		0.2				1.0		
	TOTAL	100	100	100	100		100	100	100
HEATING VALVE LOWER		718 kcal/Nm ³	1019 kcal/Nm ³	2500~3500 kcal/Nm ³	593 kcal/Nm ³	1872 kcal/Nm ³	1953 kcal/Nm ³	1910 kcal/Nm ³	1038 kcal/Nm ³
DUST		5~10 mg/Nm ³	10 mg/Nm ³	METYLENE CHLORIDE 1410 ppm (V) TRICHLORO ETHYLENE 638 ppm (V) TETRACHLORO ETHY- LENE 88 ppm (V) CARBONYL SULFIDE 170 ppm (V) SULFUR DIOXIDE 41 ppm (V) TOTAL ORGANIC CHLORINE 800~1400 mg/l		2> mg/Nm ³	10~50 g/Nm ³	10~50 g/Nm ³	—

- 高炉ガス
 - 転炉ガス
 - コークス炉ガス
 - 電気炉排ガス
 - 抗内ガス
 - 下水汚泥ガス
 - ゴミ堆積発酵ガス
 - 石油精製オフガス
 - 石炭ガス化燃料
 - 重質油分解オフガス
 - 燃料電池排ガス
 - 油母岩回収オフガス
 - 火巧法石油二次回収オフガス
- 等々のガスが数え上げられる。

これらのガスの特質は低カロリーであり、旧来の技術では燃料として利用価値が低い、これらのガスの利用技術が開発され技術の向上が計られることによって利用例が増大し、又プラントオフガ

スの利用用途がつくことによって新しいプロセスやプラントの建設が促進され、更に低カロリーガス燃料の需要が起ってくる。従って、低カロリーガス焚きガスタービンの開発、技術の確立がまたれるところである。

一般的に考えられる低カロリーガスは、表4、Gas Turbine Gaseous Fuel Categories に示すように、中カロリー、低カロリー、極低カロリーに区分され総称して低カロリーガス燃料と呼称されている⁽²⁾。

従来の高カロリー用燃焼システムに対して中カロリーガスは、燃料系統、燃料噴射弁、燃料流量制御弁の変更が必要となる。低カロリー、極低カロリーガスの場合は、ガスタービン本体の改造、燃焼器を含めた燃料系統全体の設計変更が必要、更に燃料圧縮システム、燃料前処理、除塵などのシステムの追加が必要となる。

表 4. Gas Turbine Gaseous Fuel Categories

Category	Low Heat Value kcal/Nm ³ (BTU/SCF)	Combustion System	Typical Fuel		
			Kind of Fuel	Main Gas Composition	Special Items to pay Attention
High	> 10560(1200)	Standard	Gasified Hydro Carbon	C ₁ H ₈ 100 %	None
Nominal	10560~4400 (1200~500)	Standard	Natural Gas	CH ₄ 84 % C ₂ H ₆ 16 %	None
Medium	4400 ~ 2200 (500 ~ 250)	Modified	Digestion Gas	CH ₄ 40 % CO ₂ 40 % Air 20 %	Chloride Com- pound removal. Dust removal.
			Coal Derived Gas (brown with Oxygen)	CO 50 % H ₂ 34 % CH ₄ 2.5 %	
Low	2200~880 (250~100)	New System	Flexi Coker Gas	CO 20 % H ₂ 10 % CO ₂ 10 % N ₂ 55 % CH ₄ 2 % H ₂ O 3 %	Dust removal. Performance deterioration due to fouling, erosion and corrosion.
			Coal Derived Gas (brown with Air)	CO 11 % H ₂ 17 % CO ₂ 11 % N ₂ 31 % H ₂ O 27 % CH ₄ 3 %	
Ultra-low	880~475 (100~54)	New System	Blast Furnace Gas	CO 20.4 % H ₂ 2.1 % CO ₂ 22.5 % N ₂ 55 %	

3. 低カロリーガスの発生プロセスの例

低カロリーガスが発生すると思われるプロセスとして、次の6つのケースが知られている。

a) PUROX システム

固形廃棄物を消却するプロセスで、Union Carbide Corp.によって開発されたもので酸素吹き込みによりCO(50%), H₂(30%)が発生、低位発熱量で2,640kcal/Nm³となる⁽³⁾。図1は小型のGT駆動酸素製造プラントと発電用GTGの組み合わせを示す。200 Ton/Day のパイロットプラント、West Virginia. の結果より推算すると1,000 T/Dのプラントで約14MW発電出来る。

b) ゴミ堆積発酵ガス

ロスアンゼルス近郊のArleta Land Fill ゴミ堆積発酵現場では400万トンの生活廃棄物より4MWの電力が取れ、ロスアンゼルス全土に広げると50MWの電力が発生、約9万人に供給が可能となり、65万バレル/年の油の節約となる。この堆積物より発生するガスの寿命は、約15年と言われている⁽⁴⁾(図2)。

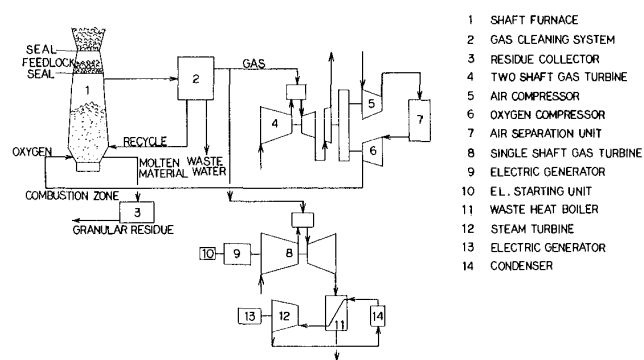


図 1. 固形廃棄物焼却ガス利用ガスタービン (PUROX) システム

燃料ガス組成はメタン54%、一酸化炭素45%で、5,200kcal/Nm³の低位発熱量となる。場所によっては800kcal/Nm³になる場合もある。

c) 重質油分解 (Flexi Coker) プロセス

原油より石油精製を行う際に石油収率を上げるプロセスとしてフレキシコーキングがあり、このプロセスより排出されるコークガスはCO21%、

の組成は、 N_2 76.17%, CO 13.56%, O_2 1.12%, CH_4 7.62%で、低位発熱量で1,065kcal/Nm³とされている。

4. 低カロリーガスが持つ燃料としての特徴

ガス発生のプロセスや発生源より分かるように、従来放棄されていたり、又利用の用途が低の未利用の状態にあった可燃ガスはすぐに利用出来る状態になく、又価値ある燃料として安定供給する為の設備が設けられておらず、又燃料として利用するために品質を高める処理が施されていないことが多い。

これらのガスをガスタービン用燃料として利用するために特別な燃料供給設備を高カロリーの標準燃料設備に修正追加したり、又本体を低カロリーガス焚き用に改造する必要がある。

このような低カロリーガスを燃料として利用するために必要な対策は、次に示すような燃料の持つ特性から派生している。

1. 発熱量レベルは比較的低カロリーである(4,400～475kcal/Nm³)。
2. 燃料の種類によって、発熱量が大きくばらついている。
3. 同一種類の燃料でもカロリー変動が大きくガス構成成分にも変動があるので、ガスタービン燃料供給システムとして対策を施す必要がある。常時一定の性質のガスが供給される例は少ない。
4. 低カロリーガスの供給量にも変動があり常時一定の流量で供給されることが少なくなく、間欠的断続的供給を考慮し燃料設備を考える必要がある。これは、幅の広い燃料ガスの利用を計ることから当然出てくる解決課題である。
5. 場合によっては低カロリー燃料ガスに対し、Back up 燃料(高カロリー燃料等)を用意する必要がある。これは、所定の出力を確保するために補助燃料が必要となること以外に、火焰を保持するためにパイロット燃料としての役割を負うためである。
6. ガス中には、ガス発生源に応じてダストを含む場合が多く、ダスト除去を行うこと、更にこのダストによる影響に対してガス圧縮機等の供給系統、タービン本体を含みガスタービンプラント全体として長期連続運転を確保するための対策を施す必要がある。

7. ゴミ堆積により発生するメタン発酵ガス等の場合には、ガス発生源に腐食成分を多量に含んでいるため発生ガス中にも腐食成分が入り込むため、燃料の前処理を行う必要がある。

5. 低カロリーガス焚きガスタービンのシステム

低カロリーガス焚きガスタービンのシステムは、プラントの要求事項に従ってシステムが変わってくる。

又、被駆動機の種類、燃料の種類(燃料ガス発生プラントの種類)、負荷変動対策、排熱回収の方法、既存ガスタービンの流用の有無によって採用するシステムは異なる。

低カロリーのガスの種類によって燃料系統が全面的に異なり、燃料ガスの前処理の有無や燃料圧縮機の種類、動力回収エキスパンダや冷却器、加熱器の設置の有無が考慮される。

これらシステムの選択はプラント計画条件に従って決定されるが、現在までに計画実施された例を石炭ガス化発電プラント、高炉送風プラント、高炉ガス利用発電プラントなど代表的な低カロリー燃料を例にとって示す。他の燃料ガスについても同様の配慮が必要である。低カロリーガス焚きガスタービンシステムを表5に分類し、それぞれをシステム系統図に示す。

表5. 低カロリーガス焚きガスタービンプラントシステム上の分類

発電機単独駆動	高圧抽気	図8
石炭ガス化複合発電	複合サイクル発電	
高炉ガス発電	抽気なし	図9
送風機単独駆動	低圧送風機	図10
高炉送風		
発電送風機同時駆動	高圧抽気・低圧送風機	図11
高炉送風発電	風量コントロール	図12
	動力回収エキスパング	図13
	中間冷却・再生サイクル	
排熱回収方式	再生サイクル (空気予熱・燃料予熱)	図14
	中圧抽気	
高カロリーガスGTの流用 方式・高炉ガス発電	抽気有り エキスパンダー追加	図15

図8は石炭ガス化複合発電プラントを示し、ガスタービン圧縮機の吐出より高圧空気を抽気しガス化プラントのガス化剤として使用、このプラントより低カロリーガスを燃料として受け取る。低

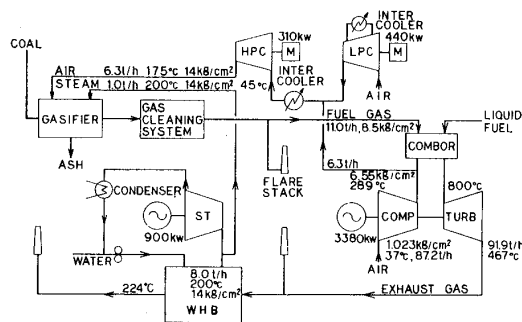


図8. 石炭ガス化複合発電プラント
(Total electric output=4,280kw)

圧縮機(LPC)はプラント立上げ時に使用, 高压圧縮機(HPC)はブースタとなる。

図9は, 高炉ガス利用の発電プラントで再生サイクルとし排熱回収を計ると同時に, 燃料圧縮機に動力回収エキスパンダを設け部分負荷効率を高めている⁽¹⁰⁾。

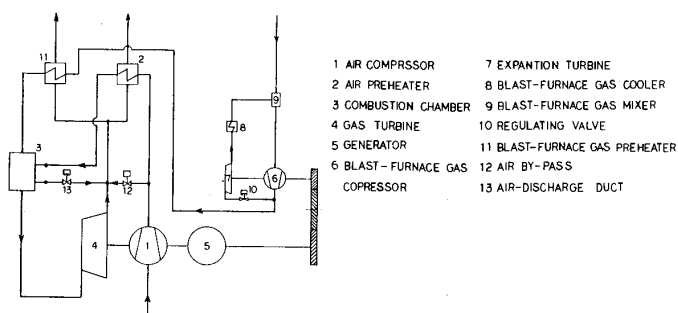


図9. 高炉ガス発電プラント

図10は, 高炉送風機駆動用に低カロリーガス焼きガスタービンを利用する場合のシステムの例である。ガスタービンは2軸で再生サイクルを用い, 又負荷調整弁を高圧タービンと低圧タービンの間,

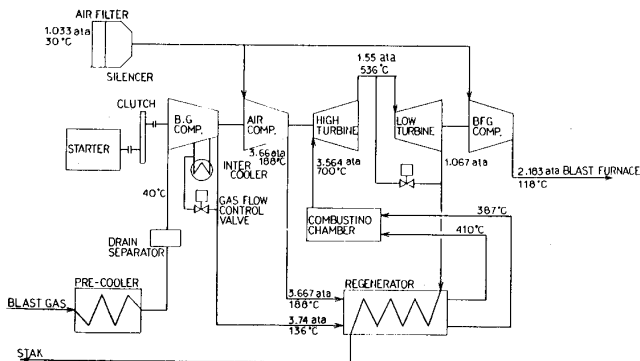


図10. 高炉送風プラント

及び燃料圧縮機(BFG・COMP)の吐出と中間冷却器入口部との間に設けて部分負荷効率の向上を計っている。

図11は, 高炉ガスを利用した高炉送風発電併用型ガスタービンシステムで再生サイクルとし, 圧縮機吐出空気を発電負荷に応じて高炉送風量を調整するシステムを示している⁽¹¹⁾。

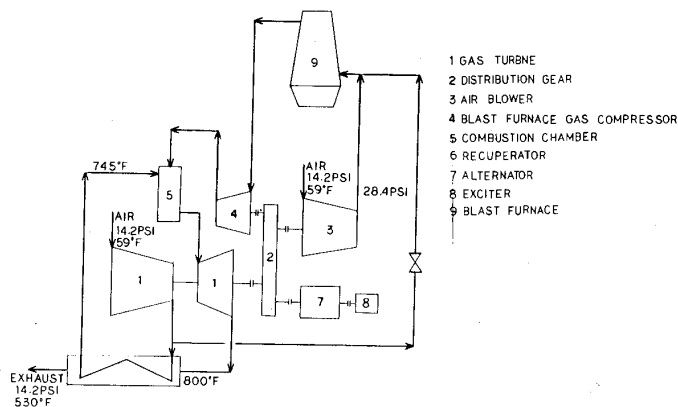


図11. 高炉送風発電併用プラント(高压抽気)

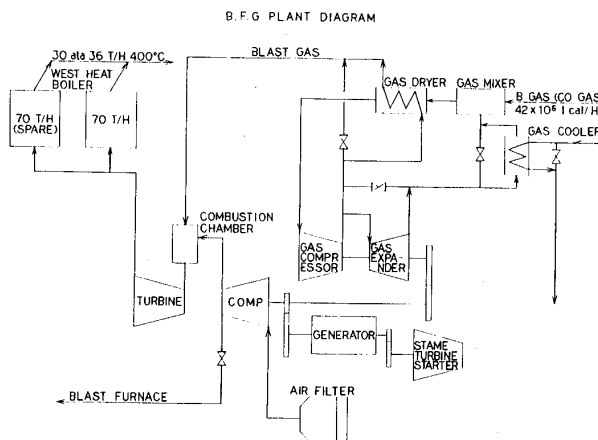


図12. 高炉送風発電併用プラント
(動力回収エキスパンダ)

図12は, 高炉送風発電併用型で圧縮空気の一部は高炉へ送風するシステムで, 排ガスエネルギーは排熱ボイラにて熱回収を行っている。燃料ガス圧縮機は負荷調整時の効率改善のため, エキスパンダによる動力回収を行っていると同時に予冷却器, ガスミキサ, ドライヤーを設けて燃料ガスの温度湿度調整を行っている⁽¹²⁾。

図13は, 高炉送風発電併用再生サイクル型でガスタービンの空気圧縮機及び燃料圧縮機に, 中間冷却器を設け圧縮動力の低減をねらっている⁽¹³⁾。

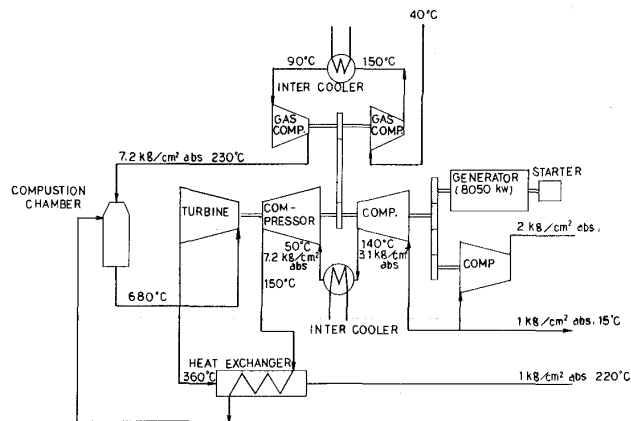


図13. 高炉送風発電併用プラント(中間冷却)

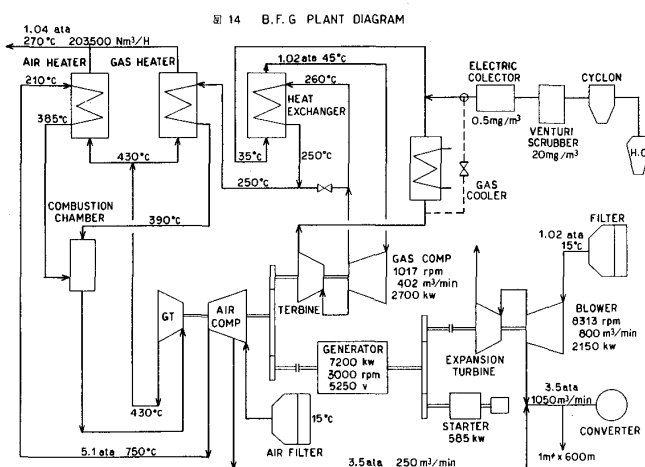


図14. 高炉送風発電併用プラント(再生中圧抽気)

図14は、高炉送風発電併用再生サイクルの上に、中圧で抽気送風するシステムで高炉送風ブロワー及び燃料ガス圧縮機には負荷調整用ガスエキスパンダを設け動力回収を行い、燃料ガス系統には部分負荷時の温度調整のためエキスパンダ出口にガスクーラを、又ガス圧縮機入口には予熱器を設けている⁽¹⁴⁾。

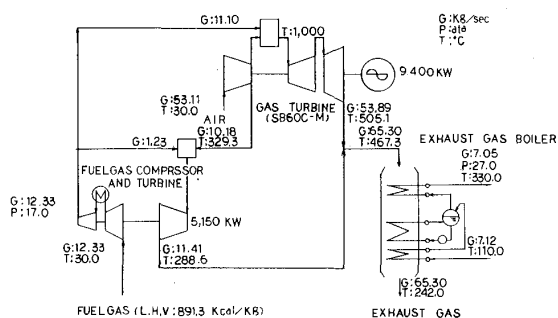
図15. 高カロリーガスGTの流用
(エキスパンダタービン併設)

図15は、既存のガスタービンを高炉ガス燃料用に適用を考えたもので、ガスタービンと並列にエキスパンダタービンを設け既存ガスタービンのタービンと圧縮機の流量のバランス差を別置タービン(エキスパンダ)、燃焼器にて吸収し、流量バランスを計ったものである。

ガスエキスパンダの動力は、燃料ガス圧縮機駆動動力に利用する。

6. 参考文献

- (1) Pfenninger, H., Journal of Engineering for Power, p. 30, Jan. 1964.
- (2) R. A. Furrell, GER-3092 E p. 6, 1978.
- (3) Union Carbide-Solid Waste Disposal Resource Recovery, 1973.
- (4) Los Angeles Dept of Water and Power-Methane Recovery Demonstration Project.
- (5) フジ・テクノシステム「石炭利用発電プラント技術総合資料集」
- (6) 林 喜世茂, エネルギの多様化, 三共出版。
- (7) ETEP, Overview of energy technology economics, 1979.
- (8) Kastrop, J. E., Oil Recovery Technology May, 1974.
- (9) Froug, S. M., A Current Appraisal of Insitu Combustion Field Tests, June, 1974.
- (10) Koning, F. K., 60-GTP-16.
- (11) Gas Turbine World, June, 1974.
- (12) 住友金属技法
- (13) Sulzer カタログ
- (14) Sulzer カタログ

1. はじめに

最近ガスタービン用燃料として、灯油、天然ガスなどに代表される高カロリー燃料に代って、石炭系の低カロリー燃料を使用する試みが増えてきた。まだ実機への適用例は少ないが、今後世界的な傾向としてその比重は大きくなって行くものと思われる。石炭系の低カロリーガスは石炭ガス化炉のガス、または製鉄所の副生ガスである高炉ガス、転炉ガス、コークス炉ガスなどに代表され、主成分はCO、H₂、CH₄などでN₂、CO₂、H₂Oなどの不活性ガスを多量に含むのが特徴である。表-1にこれらの低カロリーガスの代表的な成分と燃焼特性を示す。低カロリーガスをガスタービンに使用する場合、専用の燃焼器を設計する必要があるが、低カロリーガス使用によるデメリットもあるが、発生NOxが低いなどのメリットもあり、低カロリーガスは一般に考えられている程ガスタービンにとって不適合な燃料ではないと言える。

表-1. 代表的な低カロリーガスの成分と特性

	高炉ガス	転炉ガス	コークス 炉ガス	石炭 ガス化炉 (空気注入)	メタン (参考)
成分					
H ₂	1.9	1.9	52.8	16.8	—
CO	19.2	61.4	5.8	11.0	—
CH ₄	—	—	27.8	2.9	100
C ₂ H ₄	—	—	3.8	—	—
(Vol.%) CO ₂	22.1	15.4	1.9	10.9	—
N ₂	52.8	17.3	3.9	30.7	—
H ₂ O	4.0	4.0	4.0	27.7	—
発熱量(kcal/Nm ³)	630	1910	4450	1020	8530
層流燃焼速度(cm/sec)	≈ 0	56	72	44	37
可燃範囲					
Rich	0.84	0.28	0.46	0.60	0.54
Lean	1.32	2.78	3.70	5.88	1.79
(空気比) Lean/Rich	1.6	9.9	8.0	9.8	3.3

筆者の会社では、最近 670 kcal/Nm³ の高炉ガスを燃料とするガスタービンを開発した。ガスタービンの燃料としては、最低限のカロリーと考えら

れる高炉ガスで、起動、負荷遮断を含んだガスタービンの広い運転範囲を、安定して燃焼させる事に成功している。以下にこの高炉ガス燃焼ガスタービンの実績をベースに、低カロリーガス使用のガスタービンの問題点と今後の展望について述べてみたい。

2. 低カロリーガスの特徴

低カロリーガスの特徴、およびこれを燃料とするガスタービンの設計に当たって留意すべき点は次のとおりである。

- (1) 可燃範囲が狭く、燃焼域の空気比を慎重に設定する必要がある事。
- (2) 燃焼速度、反応速度が遅く、燃焼器の断面流速を下げて設計する必要がある事。
- (3) 燃焼ガス中のCO₂が多くなり、タービンの有効仕事が増加する事。
- (4) 燃焼用空気が多量に必要となり、燃焼器内壁の冷却空気を節約しない限り温度上昇に制限が出てくる事。
- (5) NOxは一般に低下する反面COが発生し易くなる事。

(1) 可燃範囲

一般に不活性ガスを含む混合ガスの可燃範囲はルシャテリエの法則で計算される事は良く知られているが、実際のガスタービンの燃焼器でもほぼこの法則に従い可燃範囲を判断する事が出来る。図-1はCO、H₂、CO₂、N₂、H₂Oを混合し、任意のカロリーを持つガスを作り、実際のガスタービンの燃焼器ノズルで燃焼させ、カロリーと可燃範囲の関係を調べた結果を示す。図中の計算値はルシャテリエの法則を使い算出したものであり、実験条件(1ATA, 燃料=25℃, 空気=200℃)への補正はBURGESS-WHEELERの法則によっている。この結果によると、計算上の可燃範囲内ではほぼ100%完全燃焼しており、これを外れる範囲ではCOが多量に発生している。従って、実際の燃焼器の設計に当たって、燃焼域での空気比を計

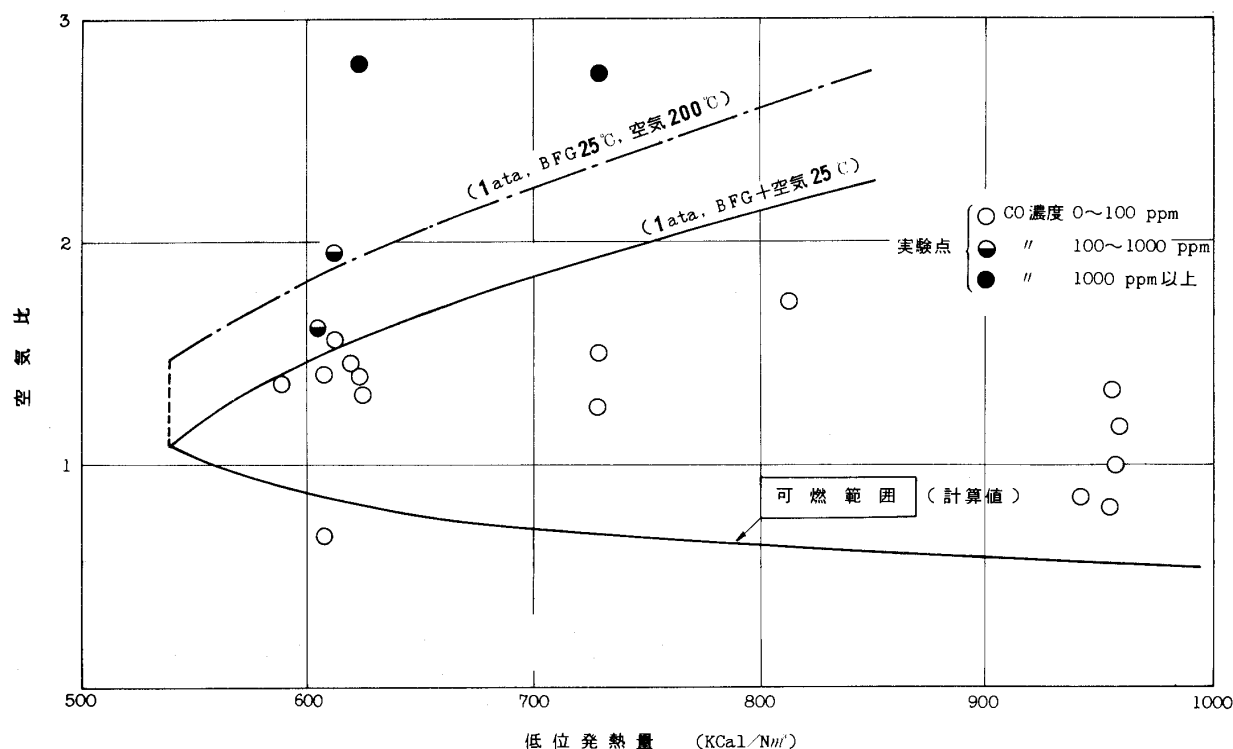


図-1. 混合ガスによる燃焼テスト

算上の可燃範囲に納める事が、設計の目安となる事が判る。

一方ガスタービンの燃焼器は、起動から負荷上昇までの間、大きく空気比が変化し、同時に断面流速も変化する。図-2に1000℃クラスの高炉ガス焼きガスタービンの空気比と断面流速の変化を示すが、空気比の最大と最小の比(ターンダウン比)はこの場合2.3となっている。従ってこれに対応して、図-1に示すリーン側可燃限界とリッチ側可燃限界の比が、少なくとも2.3以上となるカロリーでないと、ガスタービンの燃料として使えない事になる。ガスタービンの場合燃焼器に入る前に空気、燃料とも10気圧以上に加圧されるので、温度は320℃以上となっている。初期温度の上昇はリーン側の可燃限界を広げる効果があり、可燃範囲の面では、ボイラなどに比べて有利であると言える。圧力上昇の影響は、この範囲までは若干可燃範囲を狭める傾向にあるが、通常はその影響をあまり考慮しなくてよい。従って、ガスタービン用の燃料としては、その初期温度上昇によるメリットを考慮すれば、必要なターンダウン比をカバーするには少なくとも600kcal/Nm³以上のカロリーが必要となる。

高炉ガス以外の石炭ガス化炉発生ガス、転炉ガス、コークス炉ガスは表-1の比較から判るように、可燃範囲は意外と広く、高カロリーのメタンに比べても、むしろ扱い易い部類に入る。メタン燃料は高カロリーでありながら、可燃範囲および反応速度の面からは、高炉ガスに次ぐ難しさを持っており、ガスタービンの燃焼器を設計するに当たっては注意を要する燃料である。

(2) 燃焼器断面流速

燃焼器を設計する際、重要なパラメーターの一つに燃焼器の断面流速がある。概念的には、低カロリーで燃焼速度が遅い燃料は断面流速を落して滞留時間を長く取る必要がある事が判るが、燃焼パラメータとの定量的な関係は把握されておらず、どのメーカーも経験で断面流速を決めているのが実状であろう。例えばウェスティングハウス社は76-GT-3で発表している様に、石炭ガス化用燃焼器の断面積は、高カロリー用燃焼器に比べて約1.5倍あれば良いとしているし、また高炉ガス焼きガスタービンの例では燃焼器の断面積を通常の3~4倍に増やしている。しかし、いずれも燃料の燃焼特性と定量的な結び付きがあるわけではない。

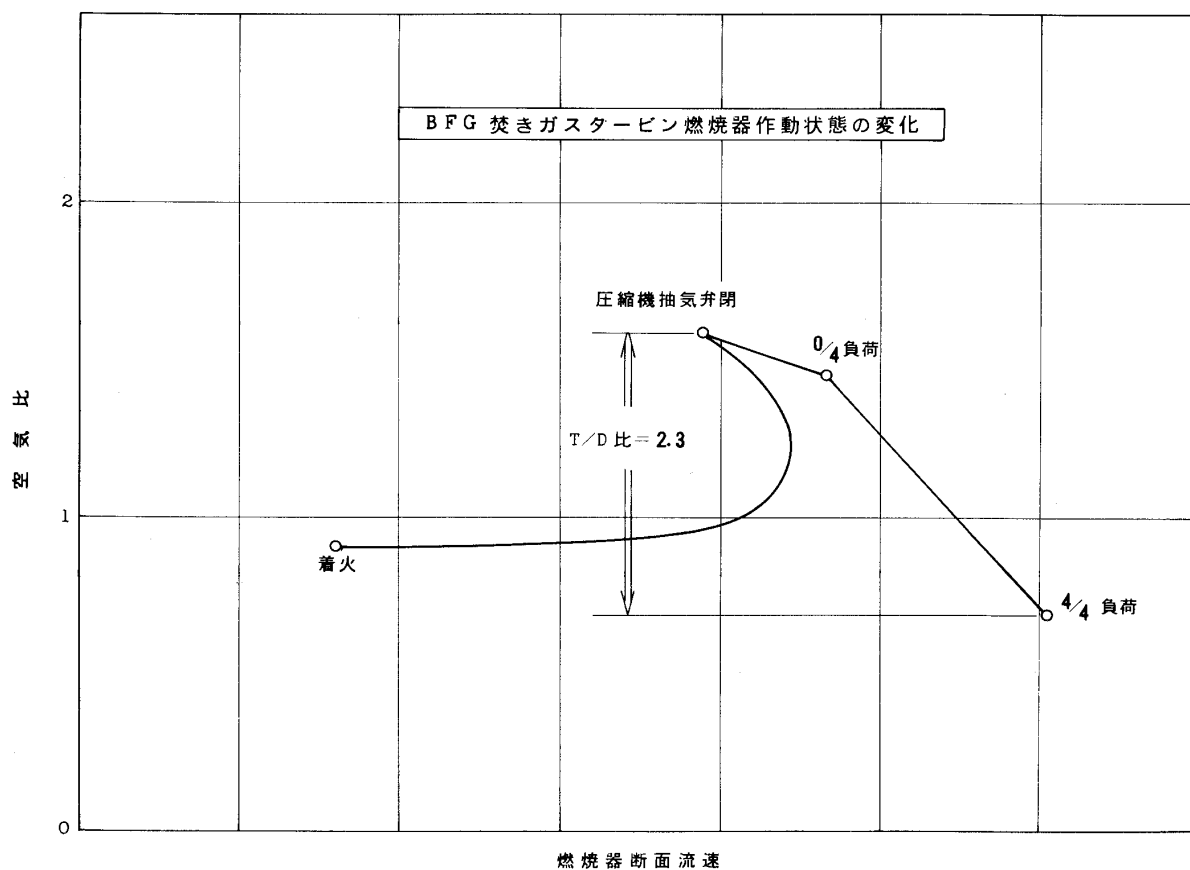


図 - 2.

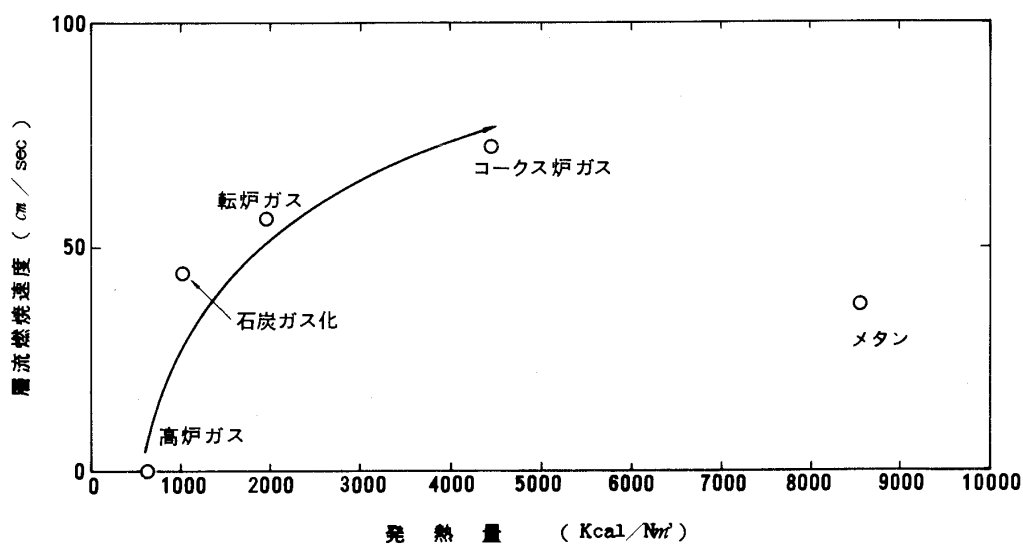


図 - 3. 層流燃焼度と発熱量の関係

図 - 3 は、各燃料の層流燃焼速度を計算した例を示す。高炉ガスは、計算上燃焼速度が殆んど零となるが、石炭ガス化炉発生ガス以上は、メタンに比べて殆んど遜色ない値を持っている。

断面流速の影響を実験的に求めるため、高炉ガス焚きガスタービンの燃料ノズルを使い、燃焼器の断面流速と可燃範囲の関係を調べた実験結果を図 - 4 に示す。燃料は 750 kcal/Nm^3 の混合ガス

を使用しており、大気圧での燃焼試験である。この図から判るように、断面流速を増加すると明らかに可燃範囲は狭くなっており、燃焼器の断面流速が、いかに低カロリー燃料の燃焼に重要であるかが判る。図-2のガスタービン燃焼器の作動範囲と重ね合わせて、ガスタービンの広い空気比、流速の変化がすべて可燃範囲に含まれるよう燃焼器を設計する必要がある。これが低カロリー燃料を使用する燃焼器の設計で一番重要な点である。

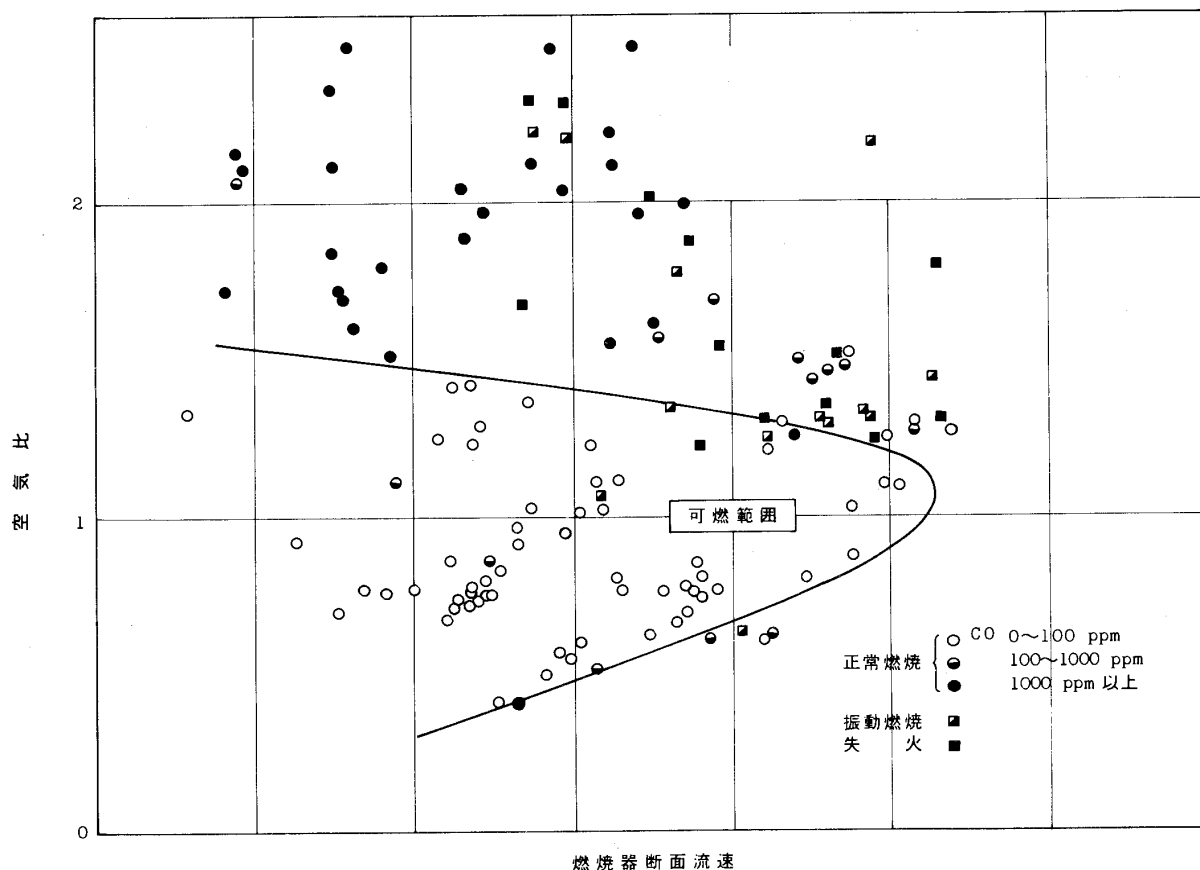


図-4. 混合ガス燃焼テスト
燃焼器断面流速と可燃範囲の関係

(3) ガス成分による効率低下

低カロリーガス焚きガスタービンを計画する際留意すべき点の一つに、燃焼ガス中の CO_2 の濃度がある。 CO_2 は比熱比が小さく、タービンの断熱仕事量が少なくなる物質である事は良く知られているが、低カロリーで且つ CO が多量に含まれる燃料では、ガスタービンの熱効率に及ぼす影響は無視できない量となる。図-5は、高炉ガス、高炉ガスとコークス炉ガスの混合ガス、転炉ガス、コークス炉ガスの4種類の燃料に対して、燃料成分によるガスタービン熱効率の変化を試算した結果である。高炉ガスの場合は、標準の油焚きに比べて20%近くの効率低下がある事が判る。この計算では、燃料は大気圧、常温から、必要な圧力まで

圧縮すると仮定しており、この仕事はガスタービンの出力から差し引いている。また、ガスタービンの空気圧縮機の空気流量は燃料流量の分だけカットし、タービン入口でのガス流量を合わせている。燃料ガス圧縮機の駆動動力は圧縮機の大きさが小さく効率が悪い分だけ、ガスタービンの空気圧縮機動力のカット分より大きくなり全体としては、動力の損失となっているが、低カロリーガス使用によるガスタービン熱効率の低下の最大の要因は、燃焼ガスに含まれる多量の CO_2 である。

一例として、標準の油焚きと、高炉ガス焚きの場合の排ガス中の CO_2 濃度とタービン出力、圧縮機動力の比較を示す。タービン入口温度、圧力および膨脹比は両者で揃えてある。

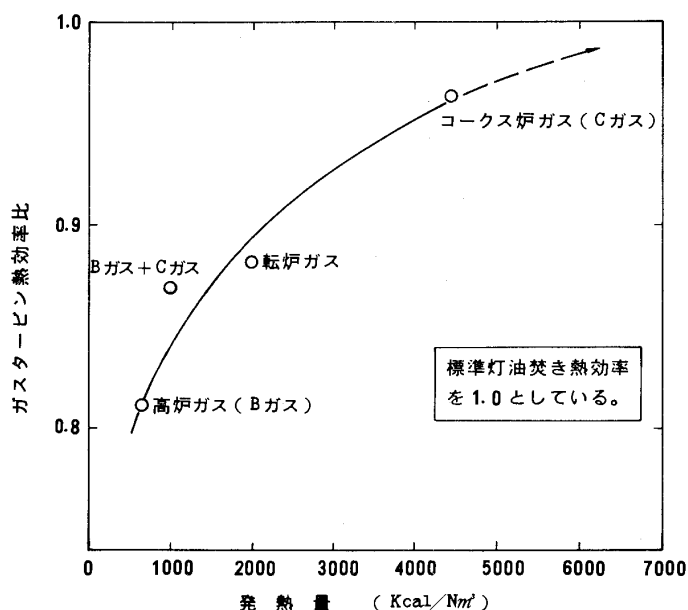


図-5. 燃料発熱量による
ガスタービン熱効率の低下

	油 燃 料	高炉ガス
CO ₂ 濃度 (WT%)	6.7%	26.2%
タービン 出力	100 %	94.1%
圧 縮 機 動 力	100 %	105 %
(G/T + ガスコン)		
G/T 熱 効 率	100 %	81.2%

以上の事から、低カロリーガスをガスタービンの燃料として使用する場合、発生源の制約から成分が固定している場合は仕方ないとしても、製鉄所の場合の様に、副生ガスの混合によりある程度成分をコントロールできる場合は、低カロリーガスをそのまま使用するよりは、高カロリーガスを少量混ぜて使った方が全体としてメリットが出てくる場合もある。COのように炭素比率が大きい燃料は、ガスタービンの中で、圧力燃焼させる場合、サイクル性能上の損失が大きい事に留意すべきである。

(4) 燃焼用空気量

低カロリーになるに従い、当然、燃焼用空気は多量に必要となり、燃焼用空気以外の壁面冷却空気量に制限が出てくる。図-6は代表的な低カロリー燃料に対して、タービン入口温度をパラメータに燃焼用空気量を計算した結果を示す。(燃焼

用空気は空気比を1として計算しており、燃料流量との合計でプロットしている。) 一般のガスタービンでは燃焼器壁面冷却に約40%の空気を使っており、この量をそのまま保持するとすれば、高炉ガス、石炭ガスでは、それぞれ1,050℃、1,250℃がガスタービン入口温度の上限となってしまふ。低カロリー燃料は火炎の輻射が小さく、壁冷却は高カロリー燃料に比べて楽になっている反面、燃焼性確保のため燃焼器の断面積を増やしている為、必要冷却面積が増加している。従って冷却空気量としては両者が相殺されて、高カロリー用燃焼器とほぼ同量必要となる。従って、これらの燃料でさらに高温化を達成するには、壁冷却をより効率の良いものにするか、又は蒸気冷却等の採用により、燃焼用空気量を確保する必要がある。

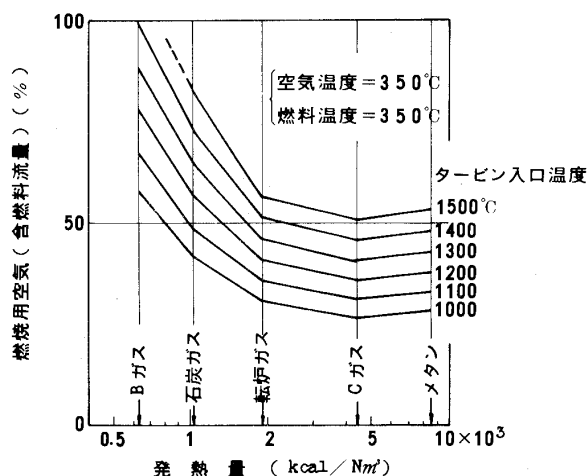


図-6. 発熱量と燃焼用空気量の関係

(5) 排ガス性状

排ガス性状の中でNOXについては、低カロリーガスは理想的な燃料と言える。例えば図-7に示す燃焼テストの結果では、石炭ガスから発生するNOXは天然ガスの1/5～1/10である。高炉ガス焚きガスタービンの実測でも、数ppmと殆んど計器の誤差程度のNOXしか計測されていない。日本国内にガスタービンを設置する場合、常に問題となるのは、ガスタービンからの排出NOXであり、NOX値を1/2又は1/3に低減するのに相当の苦勞をしている現状から考えて、不活性ガスを多量に含み、火炎温度が低い低カロリー燃料はNOXの面からは、完璧な燃料と言える。

一方、他の排出物であるCOについては、米国

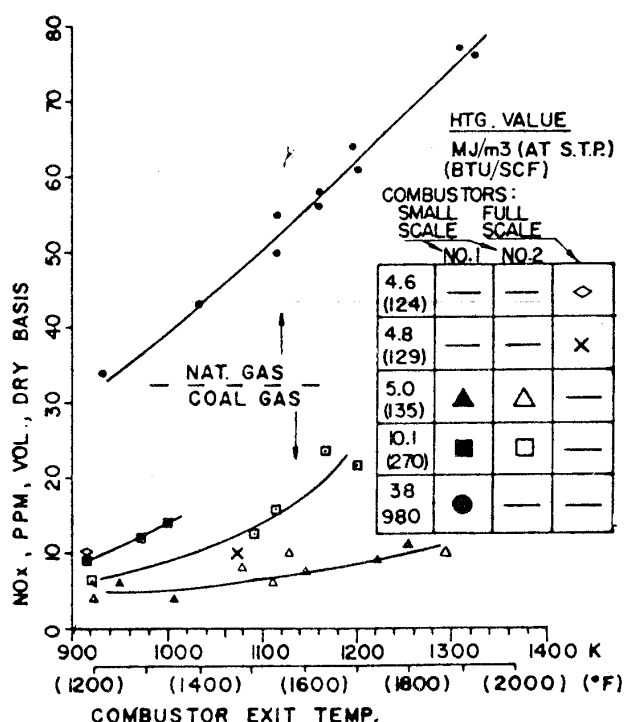


図-7. 天然ガス・石炭ガスNO_x発生量の比較
(75-GT-44より)

での石炭ガスの燃焼テストの結果を見ると、部分負荷でのCO排出量が多いとの報告がある。しかし、これは部分負荷で空気比が大きくなり過ぎているのが原因であり、空気比の適切な選定、空気と燃料の混合促進などによりかなり改善されるものと思われる。COの発生そのものは、燃焼器の開発が煮詰まれば殆んど問題となくなると考えられる。

3. 実際の燃焼器の例

図-8は670 kcal/Nm³の高炉ガスを燃料とする高炉ガス焼きガスタービンの断面図である。十分な滞留時間、低い断面流速を確保するため燃焼器は単筒型を採用している。燃料ノズルは、燃焼器の下部に取り付けられており、燃焼用空気は外筒と内筒の間を通過して燃焼ノズルに導かれる。燃焼ガスは上方に向かって流れ、スクロールを通してタービンに入る。燃料ノズルの中心には、軽油燃料を使用するパイロットノズルがあり、常時全体入熱の1%の燃料を供給し、安定なパイロット火炎を確保している。また燃焼器の壁面はフィン付の冷却構造となっており、壁面冷却空気を極力減らす工夫がなされている。燃焼器を除く部分は標準

のガスタービンと同じであるが、空気圧縮機の吸込み流量は、燃料流量に相当する量(30%)だけカットしている。このガスタービンは昭和57年3月以来順調に運転を続けており、燃料カロリーも最低で590 kcal/Nm³台を記録しており、このカロリーでも安定な燃焼を維持している。パイロット燃料の必要性については議論が分かれる所ではあるが、燃料のカロリーが600 kcal/Nm³前後まで低下し、且つ燃焼器にとって最も過酷な負荷遮断テスト時も火炎を維持するには経験的に必要であると言える。

燃料ノズルについては高カロリー用の燃料ノズルは一般に拡散燃焼ノズルであるが、低カロリー用ノズルは、燃料と空気の混合を促進するため、予混合方式に近いノズル形状となっている。米国の石炭ガス燃焼器の例でも、ノズル形状は燃料と空気の混合を促進する工夫をしたものが多い。

1,000 kcal/Nm³程度であれば拡散タイプでも燃焼できるとの報告もあるが、低カロリー燃料ノズルとしては、燃料・空気の混合を重視した予混タイプが今後とも主流になるものと思われる。

燃焼器の形式については、メーカーの設計思想の相違もあり、一概には規定し難いが、大まかに分類して次のタイプに分ける事が出来る。

超低カロリー(670 kcal/Nm³)…単筒型

低カロリー(1,000 kcal/Nm³)…大口径キャニュラー又はセクトラル等

中・高カロリー(2,000 kcal/Nm³以上)…通常キャニュラー

4. まとめ

以上、低カロリー燃料を使用するガスタービンの設計で留意すべき事項について、設計者の立場から気が付いた点をまとめた。燃焼器に関して言えば、実際の設計に当たって重要な点は、個々の燃焼実験で得られる細かなノウハウの積み重ねであるが、ここで述べた670 kcal/Nm³の高炉ガス焼きガスタービンの例は、この点で成功した例と言える。

最後に低カロリー燃焼ガスタービンに関して次の2点を結論として締めくくりたい。

- (1) 低カロリー燃料は、ノズルの空気比、断面流速、混合を適正に選定すれば、670 kcal/Nm³程度までは、ガスタービンの燃料として十分

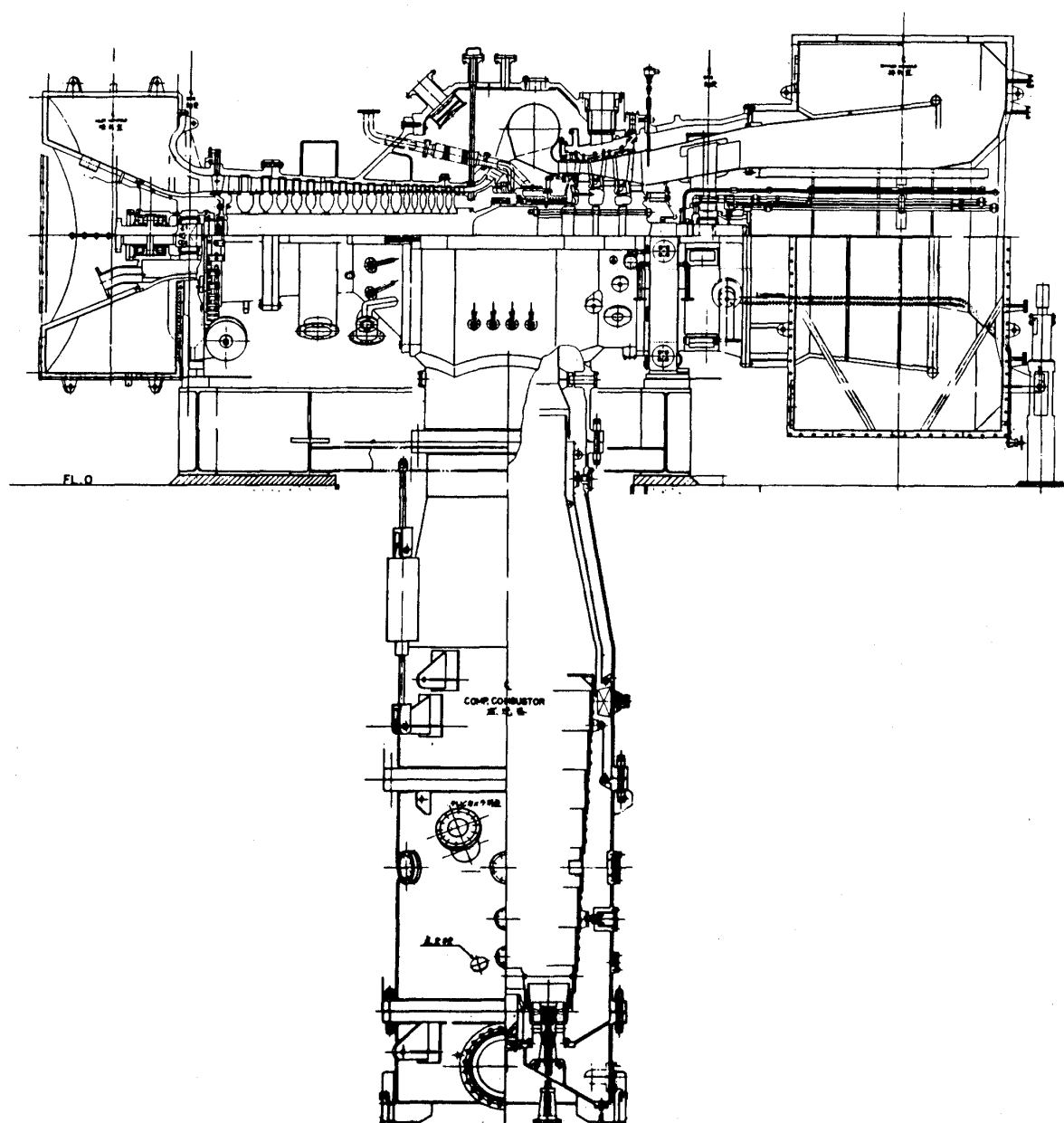


図-8. 高炉ガス焼きガスタービン断面図 (MW-151S)

使える事。

- (2) 低カロリー燃料は、本質的に低 NOX であるメリットがある反面、CO₂ 濃度増加によるサイクル効率低下と言うデメリットもあり、燃料成分を選択できる場合は、この点を十分配慮する必要がある事。

参考文献

P. W. Pillshury, Emission Results From Coal Gas Burning in Gas Turbine Combustors, 75-GT-44, ASME.



論説・解説 高効率ガスタービンの研究開発の概要と現状 (工業技術院ムーンライト計画)

工業技術院研究開発官 岡 部 武 尚
航空宇宙技術研究所 坂 田 公 夫

I. ムーンライト計画と「高効率ガスタービンの研究開発」の概要

1. ムーンライト計画の概要

一次エネルギーの大部分を輸入に頼る我が国において、1973年及び78年の2度にわたるオイルショックは、極めて深刻な経済的、政治的影響を残した。しかし、その苦境を脱し、新たな経済的、エネルギー的基盤を確立するに最も機敏であったのも我が国であったと言える。それには、省エネルギー・新エネルギーの各種対策及び技術開発に対する活発な活動が大きく貢献している。

我が国における省エネルギー化は、経済効果が高く、国産エネルギーの創出としても極めて重要なことであり、中でもエネルギーの $\frac{1}{2}$ を消費する電力分野における省エネルギー努力は大変効果が

高い。また、ひっ迫する石油情勢の中で、天然ガスなどの代替エネルギーを利用出来る発電プラントの必要性も増大している。このため、昭和53年度から開始したムーンライト計画では、発電システムの省エネルギー化及び石油代替化を主要テーマの一つとして取り組んでおり、ここに紹介する「高効率ガスタービンの研究開発」は、中でも最も大きな研究開発プロジェクトである。

表1にムーンライト計画で取り上げている大型技術開発テーマを示した。発電システムに関するものは、MHD、高効率ガスタービン、新型電池、燃料電池の4テーマであり、合わせると、58年度におけるムーンライト計画予算の約80%に達する。

2. 高効率ガスタービンの研究開発

高効率ガスタービンの研究開発は、LNG(液化

表1. ムーンライト計画におけるテーマと予算

(単位: 百万円)

事 項	昭和57年度 予 算 額	昭和58年度 予 算 額	昭 和 5 8 年 度 実 施 内 容 の 重 点
大型省エネルギー技術	8,473	8,728	研究開発に多額の費用と長期間を要する大型省エネルギー技術について国が主体となり、官学民の英知を結集して行う。
電磁流体(MHD)発電	592	239	MHDマークⅦ発電実験機(出力100kw)の運転研究等により、石炭模擬燃焼による発電特性に関する研究を行う。
高効率ガスタービン	6,035	4,400	高効率ガスタービンパイロットプラント(10万kw級:効率50%)の工場試運転に引き続き実証運転を行うとともに、最終目標であるプロトタイププラント(効率55%)の基本設計及び要素技術等の研究。
新型電池電力貯蔵システム	858	1,103	1kw級新型電池の製作、試験及びシステムの最適化の検討等を行う。
燃料電池発電技術	618	2,031	リン酸型について電池本体及び燃料改質器の試作等を行うとともに、熔融炭酸塩型、固体電解質型等の要素技術等の研究開発を行う。
汎用スターリングエンジン	275	955	汎用スターリングエンジンの詳細設計、要素技術等の研究開発を進め、試験用エンジンの試作及び利用システム、燃料多様化等の研究開発を行う。
廃熱利用技術システム	95	0	57年度で終了。
そ の 他	1,017	862	先導的・基盤的省エネルギー技術、国際協力、標準化、省エネルギー技術の助成など。
合 計	9,490	9,590	

(昭和58年8月19日原稿受付)

天然ガス)を燃料とするガスタービンの効率を極限

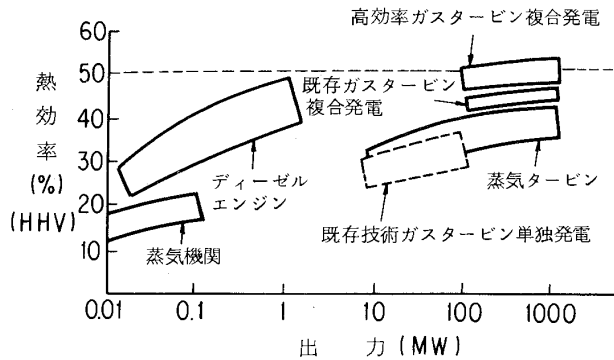


図1. 各種発電システムの効率

まで向上させ、この排ガスエネルギーを蒸気タービンで熱回収する複合サイクルの発電プラント総合効率としてLHV（低位発熱量基準）55%を実現させるとともに石油代替化を推進する目的で行っているガスタービンの開発計画である。現在使われている各種発電プラントの熱効率は、図1の実績となっており、高効率ガスタービンを用いた複合サイクルプラントの効率の高さが理解出来よう。

このプロジェクトは昭和53年度から62年度にわたる10年間に260億円で進める計画であり、超高温耐熱部材、要素技術、プラント試作運転研究、最適トータルエネルギー供給システム及び環境適合性の各テーマを研究開発し、これを総合してプラント実用化のための技術を確認することとしてい

る。研究開発のスケジュールと各担当機関を図2に示す。本研究開発は、パイロット及びプロトタイプ・プラントの10万kw級のガスタービンの試作運転研究を主体として進めており、パイロットプラントは、計画の中間目標値の50%（LHV）熱効率（HHV基準では45%）を実現するためのガスタービンであり、プロトタイプ・プラントは、最終目標値であるLHV55%（同50%）を目標としている。これら両プラントの設計製作を可能とする技術として、合金とセラミックスからなる耐熱部材の研究開発及び、圧縮機・燃焼器・タービン・制御システム等の要素技術の研究開発を推進しているが、技術の難易度や、実用化時期から、プロトタイプ機への適用を主体として計画している。以上に加え、本計画では実機を製作しない蒸気サイクル部分（排熱回収ボイラ及び蒸気タービン）を加えた複合プラントの総合性能の推定及び、地域熱併給を伴うローカルシステムとしてのエネルギー利用率の推定を行うトータルエネルギー供給システムの低公害性による環境適合性を実証する研究とを併行して進めている。

プロジェクトの技術的内容は第Ⅱ章に詳しく述べるが、高効率ガスタービンの具体的形態としてリヒートサイクルを選定しており、これに伴う高温高圧技術、要素高効率化技術及びプラントシ

研究項目 \ 年 度	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	担 当 機 関
超高温耐熱部材 (1) 耐 熱 合 金	←										金属材料技術研究所 高効率ガスタービン技術研究組合 (ERAGT)
(2) 耐熱セラミックス	←										九州工業技術試験所 大阪工業技術試験所 名古屋工業技術試験所 ERAGT
ガスタービン要素技術 (圧縮機・タービン燃焼器 制御システム)	←										航空宇宙技術研究所 機械技術研究所 ERAGT
高効率ガスタービンの試作運転 パイロット・プラント プロトタイプ・プラント	←						←				ERAGT 東京電力 (株)
トータルエネルギー供給システム		←									ERAGT
環境保全実証調査	←										東京電力 (株)

図2. 研究開発のスケジュールと担当機関

システム技術などが、開発技術課題となっている。このリヒートタイプ・ガスタービンは、それ自身高効率であると共に、排ガス温度が高いため、蒸気サイクルにとって好ましく、部分負荷の性能も高いなど、複合サイクルの大型発電プラントにとって最適な形態であるため、各種技術課題を克服することにより、次代の高効率発電システムの一つの中心的なものとして実用化されることが期待される。

3. 現状と今後

現在は、出力10万kw級のパイロットプラントの組み立て及び三菱重工業㈱高砂製作所構内での無負荷状態における工場試運転を終了し、59年3月より初まる東京電力袖ヶ浦発電所構内での現地試運転及びこれに引き続く実証運転の準備を進めている。また、プロトタイププラントについては、パイロットプラントを高温化して高効率化を実現するための材料、要素技術の研究成果を集約すると共に、58年度から基本設計に着手した。62年度に技術的な実証を行う計画である。

II. 「高効率ガスタービンの研究開発」の計画 詳細

1. 開発プラントの形態と特徴

LNG焚きの複合発電プラントのガスタービンとして、効率及び部分負荷特性の面において最適と考えられる形式の、中間冷却器付きリヒートサイクルガスタービンを採用し、最高効率を与える条件として極めて高いタービン入口温度と圧力とが必要とされる。図3に開発中の高効率ガスタービンの鳥かん図を示す。パイロット、プロタイプ共に同一の形態であり、そのサイクル構成を図4に示す。リヒートサイクルの特徴等については、文献[1]に詳しいが、技術的特徴は以下のように概説出来る。

(1) 圧縮機及びタービンを二軸に分割し、低圧・高圧圧縮機間に中間冷却器を配し、燃焼器を高圧、再熱の二段、タービンと高圧・中圧・低圧の三分割とした。

(2) サイクル効率の最高点を実現することを目標に、サイクル最高圧力及び最高温度として、圧力

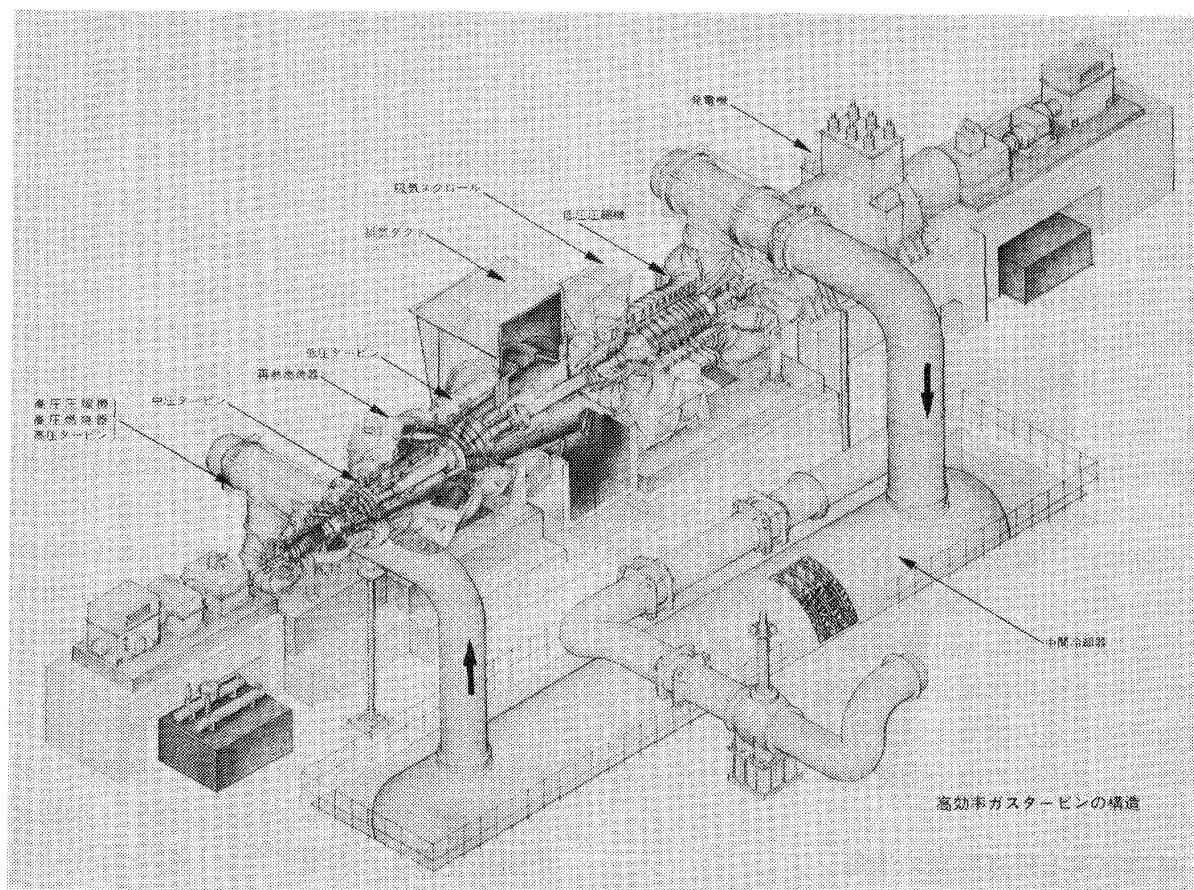


図 3. 高効率ガスタービンの構造

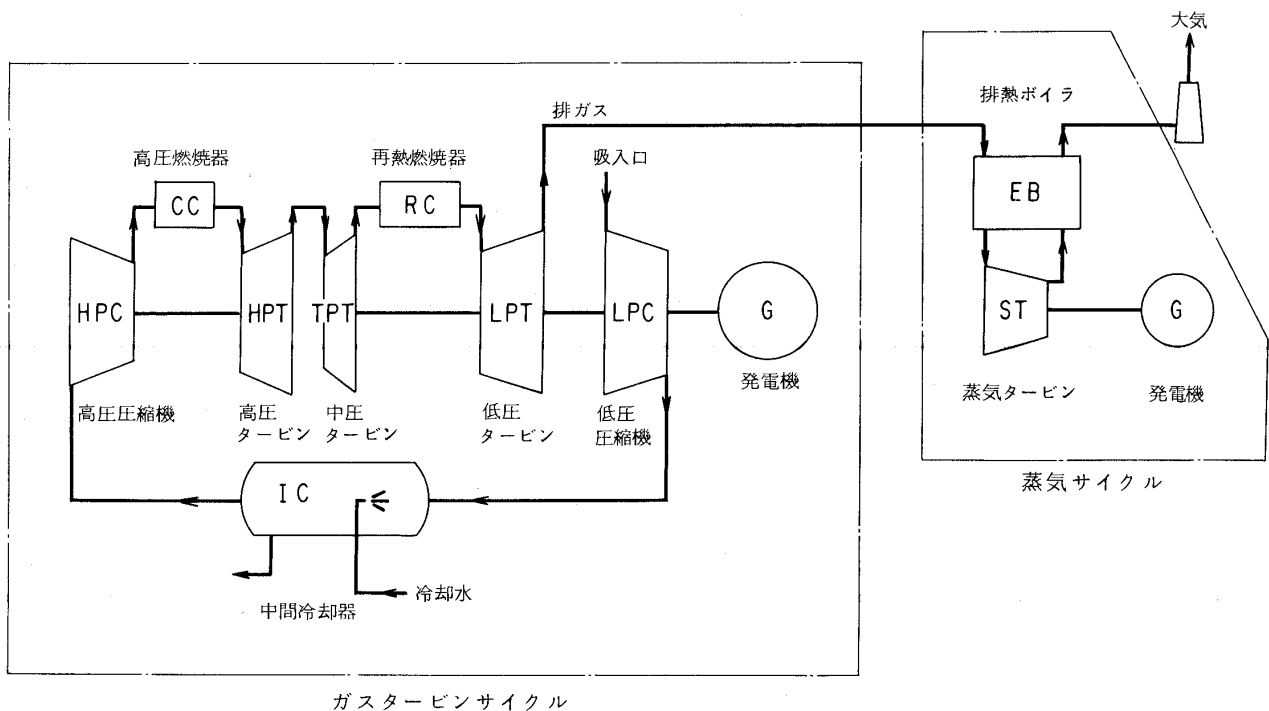


図4 高効率ガスタービン(リヒートサイクル)複合発電システムのサイクル構成

に世界初の55気圧を採用し、ガス温度は、効率50%のパイロットプラントで1300℃、効率55%のプロトタイププラントで1400℃以上が要求される。このため、極めて高度なタービン翼の冷却技術及び材料が必要とされる。

(3) 高圧燃焼・再熱燃焼の二段燃焼であるため、高度なライナー壁冷却を用いた高温高圧燃焼技術ならびに、再熱燃焼器に対して低酸素・高入口温度条件での動作が要求される。

(4) 圧力損失が小さく、熱交換効率の高い中間冷却器が要求され、これに対し、水の直接噴霧による大型冷却器の開発を行うこととした。

(5) 部分負荷特性の向上及び起動停止時の安全性確保のため、低圧圧縮機を全段可変静翼とした。

このような特徴を有する技術の研究開発を推進し、高効率なリヒートサイクルガスタービンを提供することにより、蒸気サイクルで排熱回収を行うに十分な高い排ガス温度(600℃以上)を有し、二軸形であるために部分負荷特性が良いという、大変実用性の高い複合発電プラントを実現し、新しいクリーン燃料の複合発電時代を招来すると期待されている。

2. 技術課題と研究開発の進展

上記のような高効率ガスタービンの実現のため、材料、要素、プラント等、技術課題を克服する研

究開発テーマが取り上げられている。これらの技術課題と、その研究開発の進め方・内容については、パイロット及びプロトタイプ・プラントそれぞれに対応して以下のように述べたい。

本プロジェクトでは、基本的な形態として、パイロット・プラントを現有技術の最適な適用による目標達成として位置づけており、プロトタイプ・プラントを、本プロジェクトにおいて開発する新技术を有効適用して、最終目標値である総合効率55% LHVを実現する実験プラントとしている。従って、前掲図に示した、材料技術及び要素技術はパイロットプラントの支援的研究を除き、殆んどはプロト機向けの技術開発である。

2.1 パイロットプラントの試作運転研究

この研究項目は、複合サイクルプラントにした場合の総合効率の目標値として、LHV50%を設定して高効率ガスタービン実験プラントを開発することであるが、このプラントは、55%効率のプロトタイププラントの基本型となるため、プロジェクトの成否を占う極めて重要な技術ステータスを示すものとして位置づけられる。同時に、ガスタービン複合発電システムの低公害性、良環境適合性を実証することも本プラント開発のテーマとなっている。

パイロットプラントは、高効率化及び複合プラ

ント適用の観点から、前述のように、中間冷却器付きのリヒートサイクルを採用した。これはプロトタイプも全く同様の形態である。効率50%の実現のためのサイクル上の検討により、ガスタービンの諸元を表2のように設定することが必要となる。

表2. パイロットプラントの仕様

ガスタービン出力	約100 MW
複合プラント効率(燃料LNG)	約50% (LHV基準) 約45% (HHV基準)
空気流量	220kg/s
タービン入口温度 高圧/低圧	1,300°C/ 1,200°C
圧力比	55 (最高圧力55気圧)
回転数 高圧/中・低圧	8,500 / 3,000 rpm
段落数	高圧圧縮機 16 (可変入口案内翼) 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)
燃焼器缶数	燃 焼 器 10 再 燃 器 12
中間冷却器	水噴射直冷式

これらの値は、技術的な実現性を勘案して採用されたが、それでも、高圧燃焼器及び再燃器出口ガス温度のそれぞれ1300°C、1200°Cと、サイクル最高圧力の55気圧とは、技術的困難性の高いものである。また、出力を10万kw級としたことは、高圧タービン1段動静翼の寸法及び、ガスタービン規模としての適切さなどの検討から決められたものである。パイロットプラントの開発は、昭和54年から本格的に始められ、57年度末に工場組み立てがほぼ完了し、58年5月から1.5ヶ月にわたって無

負荷状態における工場試運転が行われた。そのガスタービン構造を図5に示す。図示されるように、高圧圧縮機・燃焼器・タービンからなる高圧軸と中圧タービンを含めた低圧軸とが、その大きさで非常に異なっている。

パイロットプラントの開発に当って用いられた各種技術などは次の如くである。

(1) 耐熱材料 1300°Cのガス温度に耐え、十分な信頼性のある高温高圧部を構成するため、冷却技術と共に、信頼性の高い、最新耐熱合金の適用を図っている。高圧タービンの静翼にIN939、動翼にMM247のNi基合金を採用した。また、高圧燃焼器には現用最高の耐熱板金材と考えられるH A188を用いている。

(2) タービン部 1200°C、55気圧で作動するタービン動静翼の冷却は、プラント開発で最も注意深く設計製作を行った部分である。1300°Cの連続作動の経験は、最新のターボファンエンジンにもなく、特に55気圧という高圧条件は世界的にも未経験であるため、ガス物性値や外面熱伝達率の推定、各種冷却法設計データの適用法などに設計上の検討が深められた。基本的には、フィルム冷却法の全面的適用、スパン方向、コード方向翼温均一化の工夫などを行った。この結果、図6に示すようなジェットエンジンで実用化されている、インピンジ・フィルム冷却法を基本とした、最新の高度な冷却構造が採用された。

これらの高圧タービン冷却翼は支援研究として二次元翼列実験を行って、設計データの提供を行ったほか、高温高速タービン回転試験機(HTDU)を用いて、回転数(8500rpm)、温度(1300°C)条件

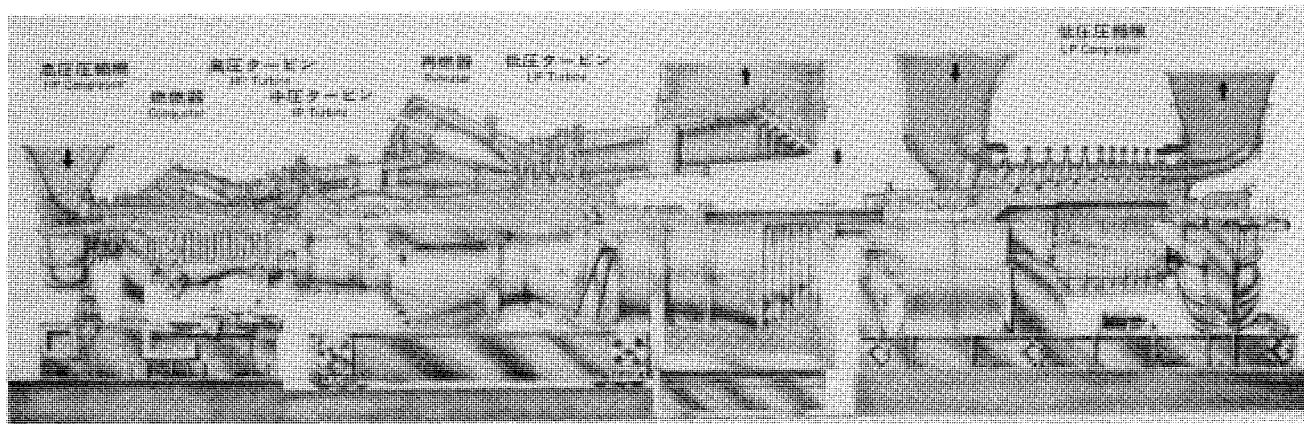


図5. パイロットプラント・ガスタービンの構造

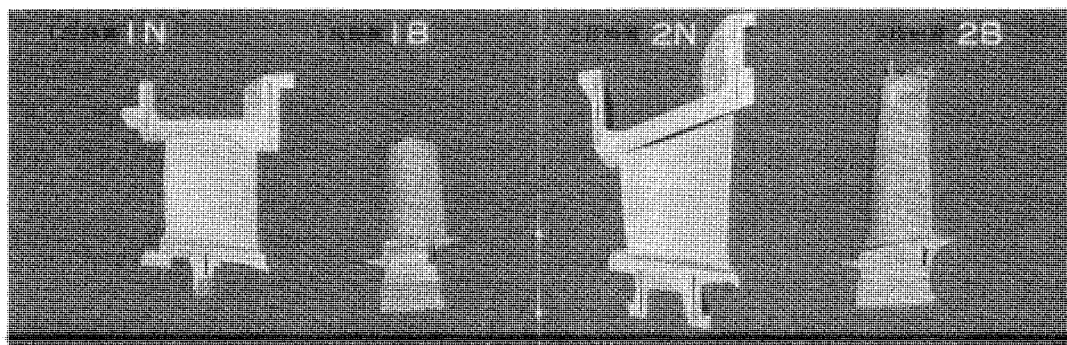


図6. 高圧タービン静翼及び動翼

での回転試験を行って、性能及び信頼性の確認を行った。このHTDUに関する詳細な記述は、本誌本号に記載されているので、ここでは省略する。

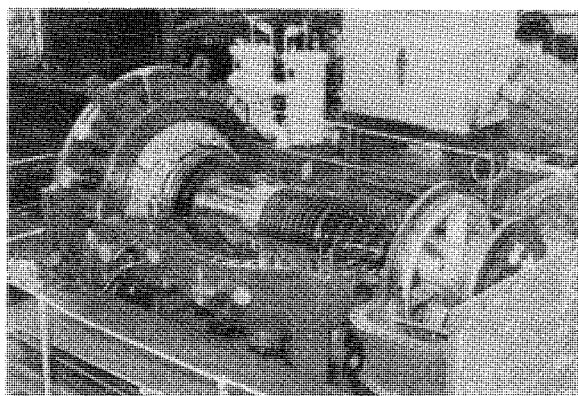


図7. 組立中の高圧圧縮機

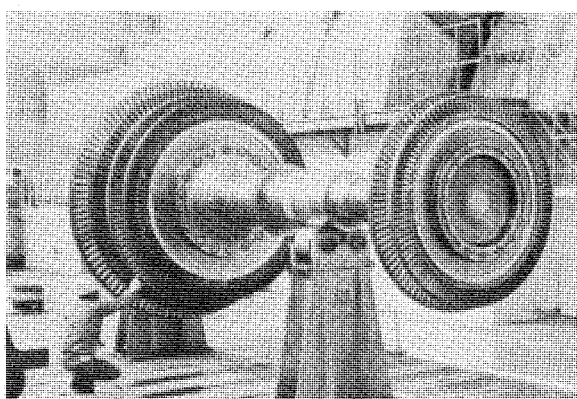


図8. 中圧及び低圧タービンロータ

図7に高圧軸の組立中の状況、図8に中圧・低圧タービンロータを示す。

(3) 圧縮機 高圧・低圧の圧縮機は全て軸流圧縮機であり、部分負荷時の特性及び起動、停止時

の特性を向上させるため、低圧圧縮機を10段全段可変静翼とし、高圧圧縮機の入口案内翼も可変とした。定置用であるから、段負荷は両者とも余り高くないが、起動停止時の作動線からのサージマージンは十分に大きくとってある。図9に組立中の低圧圧縮機を示す。

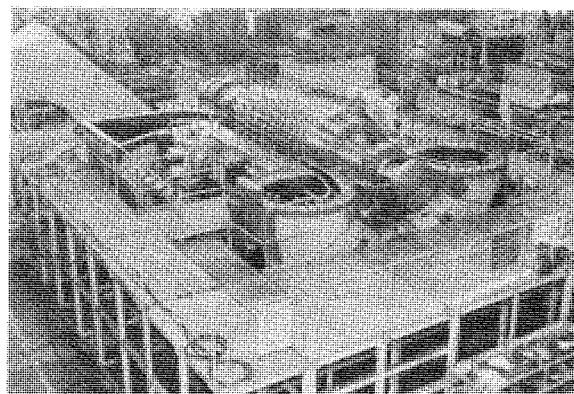


図9. 組立中の低圧圧縮機

(4) 中間冷却器 圧力損失の少ない、高い冷却能を有する中間冷却器として、水の蒸発潜熱を利用した、直接水噴霧冷却の方式をとった。これによって、約260℃で排出される低圧圧縮機出口空気を約70℃まで冷却出来、同時に空気に含有する水分による、燃焼時におけるNO_x排出値減の効果が期待出来る。

(5) 制御装置 二軸、二段燃焼、中間冷却、可変静翼などの複雑な制御を確実にに行わせるために、図10に示す制御系統を設計製作した。この際、ガスタービンの動的シミュレーションを、航空宇宙技術研究所の実時間シミュレーターを用いて行い、制御装置の設計及び調整に活用した。

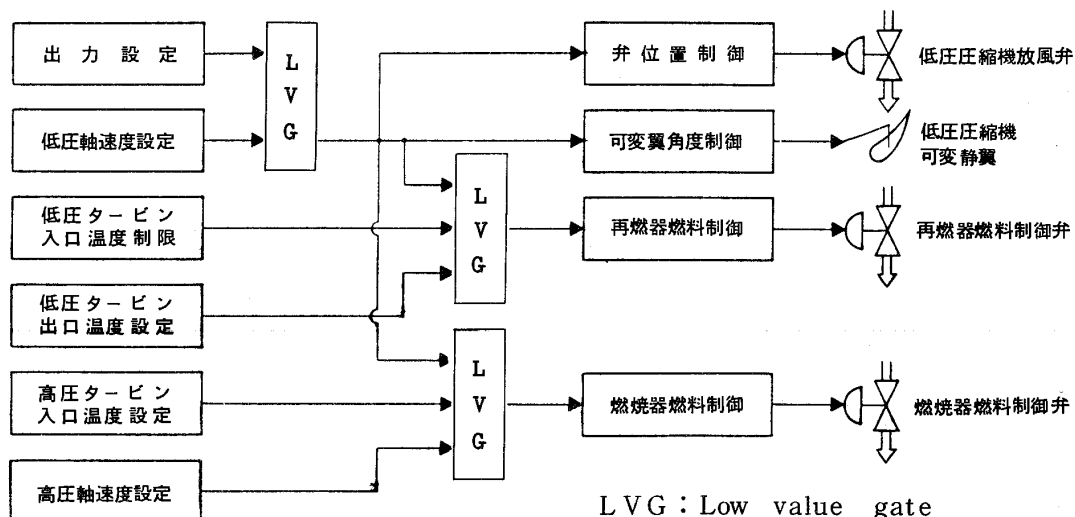
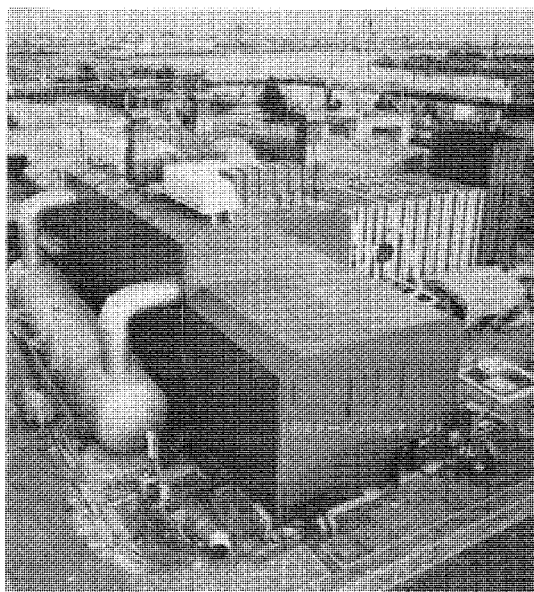


図10. ガスタービン制御系統概念図

(6) パイロットプラント運転研究

パイロットプラントは、目的に応じて、(a) 工場試運転、(b) 現地試運転、(c) 現地実証運転の三つのステップで運転研究を行う計画であり、これらの「工場」とは、三菱重工業㈱高砂製作所で、「現地」とは東京電力㈱袖ヶ浦発電所を指す。

(a) 工場試運転 プラントの工場出荷を前に、無負荷状態での特性の把握と、それに基づく起動、停止シーケンスの確立を目的としている。図11にパイロットプラントのパッケージ外観を示す。

図11. パイロットプラント・パッケージ外観
(工場試運転)

昭和58年5月から7月中旬にかけて実施され、振動、熱、その他の特別な問題がなく起動・停止が出来ることを確認すると共に、特殊試験により圧縮機等の特性を把握して終了した。その試験項目は次の通りである。

- 着火テスト — 高圧燃焼器単独及びそれに引き続く再燃器の着火試験、5月～6月初旬に行われた。
- 着火昇速テスト — 燃焼器に着火の後、起動モータ切離し速度まで昇速し、次に定格3000(rpm)まで昇速する試験。6月中旬まで行われた。
- 定格回転ヒートラン — 無負荷条件での定格回転数(低圧3000rpm, 高圧6400～6800rpm)で1時間～3時間連続運転。7月初旬まで。
- オーバースピード・トリップテスト — 低圧軸を約10%過速度回転させ(3325rpm)安全回路によるトリップを確認する。
- 特殊試験 — 二軸であることの特徴を生かし、高圧系と低圧系の負荷の比率を、低圧圧縮機静翼角度調節、放風弁開度調節などによって変化させ、圧縮機特性及びタービン高速高温回転特性などを得る。

今年7月に終了したこれら工場試運転成果は、現在、データ整理が行われると共に、分解点検が行われてまとめられ、現地試運転に引き継がれることになる。

(b) 現地試運転 工場試運転を受けて、今年10月までに、袖ヶ浦に全部品が運ばれ、再組立が行われ、59年3月から試運転が開始される計画であ

る。袖ヶ浦発電所構内で行う現地試運転は、10万kw以上の実負荷運転の達成を目的として、東京電力の給電系統に接続して運転研究を行う計画となっている。10万kwの100%負荷運転と共に、 $\frac{1}{4}$ 、 $\frac{1}{2}$ 、 $\frac{3}{4}$ の各負荷の運転を行い、効率、出力、各要素特性などを計測し、プラントの負荷特性を把握する。また、各負荷において、実用プラントに要求される緊急時の負荷遮断試験を行い、その安全性を調べることも行われる。同時に、排ガス脱硝装置の調整及び性能確認が計画されている。

これらの運転研究は、パイロットプラントの性能面における総合的な研究として位置づけられ、高効率ガスタービン技術研究組合の手で行われることとなっている。この運転と共に、「トータルエネルギーシステム」としてテーマに掲げられている研究によって、蒸気サイクルを加えた複合プラント性能を予測し、総合効率の目標値である50% (LHV) の達成度が確認される。また、この運転の後、開放点検を行い、特に高温部材の状況を検査し、耐久性・信頼性を評価する一つの資料とする。

(c) 実証運転 この運転研究は、パイロットプラントの実用化に要求される性能、信頼性・耐久性、保守性、運転性および環境保全特性を調べることを目的としている。これら諸項目の試験のためには、ある程度長期の運転期間が必要であり、また、プラントが実用化した場合の運転モードに合わせた運転が必要である。本プラントは、原則的にDSSモード(毎日の起動停止)で運転される見込みであることから、これを基準として、5ヶ月程度の運転期間を検討している。この運転研究によって以下のような成果が期待されている。

- 性能実証 — 運転期間における効率、出力値の経時変化及び部分負荷特性の変化。

- 信頼性・耐久性 — プラント故障率・起動不良率、振動特性、タービン翼等の高温部材寿命推定などのデータの蓄積及びモニタリング性の評価。

- 運転性 — プラントの起動・停止の簡便さ、負荷制御特性、緊急遮断特性などの確認。

- 保守性 — タービン翼取換、軸受点検等の要保守間隔の推定、現場保守性、モニタリング性の評価。

- 環境保全特性 — 排ガス、振動、騒音などの特性把握及びコスト見積り。本項目は、別に設定さ

れている「環境保全実証調査」として行われ、低公害性の実証を目標としている。

2.2 プロトタイプ・プラントの試作運転研究

パイロットプラントの基本構成をそのままにして、耐熱材料及びタービン・燃焼器等の要素の新開発技術を投入し、総合効率55% (LHV) を得ることが本プラントの目標である。プラント高効率化のポイントは高温化であるが、これまでの検討では高压タービン入口で1400℃以上、低压タービン入口で1250℃程度を得る必要があると考えている。同時に、冷却空気流量の減少などによる要素の効率化も重要な研究項目となっている。

昭和53年度から進められている材料技術及び要素技術の研究開発は、この高温化及び要素効率の向上を目的とした、プロトタイプ・プラントへの適用を目指したテーマであり、本節で、それらをプロト機との関連で一括して述べることにする。

(1) 超耐熱高温部材の研究

高温条件を十分な信頼性を耐久性のもとに実現するため、1500℃までの高温ガスに耐えうる材料の開発を目標としてタービン翼及び燃焼器用の材料として、耐熱合金及び耐熱セラミックスの研究開発を進めている。

(a) 超耐熱合金の研究

高温クリープ強度、高温疲労強度、熱繰返し強さなどの機械的強度の向上と、耐食性向上とを目的として、Co基及びNi基の合金開発を主に金属材料技術研究所で行い、その部材適用技術としてのメルティングストックの研究、精密鑄造技術の研究開発を研究組合で行っている。また耐食性確保のための表面コーティング技術及び、冷却技術との関連のセラミックコーティングの研究開発も同時に行われており、材料からその応用に至るまでの総合的な研究開発となっている。

これまでの研究成果から、Ni基の普通精密鑄造合金TM321や、動翼用一方向凝固合金TMD-5などが開発され、これらの精密鑄造技術の開発が進められている。今後は、強度データなどの設計データの蓄積が行われ、プロトタイプ機への適用が図られる計画である。

(b) 耐熱セラミックスの研究開発

燃焼器及びタービン翼へ適用して、冷却空気を大幅に減少させ、高効率化を図ることを目的とし

て、各種耐熱セラミックスの材料開発、強度評価法及び部材適用法の研究が行われている。材料開発は、工技院の大阪と九州の工業技術試験所において、繊維強化の Si_3N_4 と SiAlON が扱われ、研究組合で SiC 、 Si_3N_4 が扱われており、これらの評価を行う技術が名古屋工業技術試験所で研究されている。セラミックスは、プロト機へ直接適用するよりむしろ、将来の可能性を追求する方向で研究が行われており、最近では、燃焼器への適用を目標として、セラミックス片をタイル状に内面張りした燃焼器モデルや、円筒形ライナに加工した一体形のセラミックス燃焼器モデルを試作し、一部は燃焼試験を行って実用性の評価を進めている。

(2) ガスタービン要素技術の研究開発

1400℃以上の高温化は新しい技術開発が要求され、高圧及び高効率化と相俟って、タービン、燃焼器（高圧、再熱）、圧縮機及び制御装置の研究開発が行われている。先導的・基礎的な技術は、航空宇宙技術研究所及び機械技術研究所が担当し、より実用化に近い技術開発は、研究組合の手で進められている。研究開発のポイントは以下の通りである。

(a) 燃焼器 1400℃以上55気圧の条件で作動するキャン型燃焼器は現在のところ、世界に例を見ない。技術的な課題は、主にライナ壁面を低温に保つことにあるが、このため、高度な壁面冷却構造の開発、火焰の熱輻射を小さくする燃焼方式、表面にセラミックコーティングを施すライナなどの研究開発を行っている。また、再熱燃焼器に対しては、冷却面を減少させるための燃焼器の短縮化や、安定燃焼のための触媒燃焼方式の開発を進めている。特に高圧燃焼器の開発のために設置した55気圧の燃焼器試験装置は、外国にも例がない高圧であり、その試験データの設計への反映が期待されている。

(b) タービン 高温高圧タービンの高温化及び高効率化の技術は、プロトタイププラントの実現可能性を決める第一のものとして、最も強力に研究開発を進めているテーマである。技術課題は、高性能な空気冷却翼の開発と、三次元設計あるいは冷却空気の冷却などによる冷却空気流量の減少にあり、これを目標として、各種冷却法、高効率化法及び関連する設計資料について研究開発が行

われている。

タービン翼冷却法では、静翼用として全面フィルム冷却、多分割拡散接合冷却構造、セラミックコーティング併用冷却などが、また動翼用として、リターンフロー冷却、ピンフィン冷却、微細構造冷却などが研究されている。また、パイロットプラントに用いられているインサート/フィルム冷却動静翼の発展型もプロト機用として検討されている。

これらの冷却法に関する性能上の評価は、低速、高速ないしは高温風洞の用いた試験に加え、HTDU（高温高速回転試験）により、高温条件での回転タービンによる試験によって評価を行い、各種冷却法の特徴を把握する計画である。

また、冷却空気流量を低減させるため、冷却空気を水噴霧することも検討している。これに関する試験及び解析的研究が計画されており、タービン効率の向上、冷却性能の向上と共に、プロトタイププラント実現のための複合技術として期待されている。

(c) その他 圧縮機に関しては、パイロットプラントをそのまま用いる計画であるが、将来の性能向上及び信頼性向上の技術的見通しを得るため、ティップクリアランスの問題ならびに、翼振動に関する研究を行っている。また、制御装置は、プラントのヒートバランスの変化に伴う制御の変化に対応すると共に、将来の先導的制御法としての多変数デジタル制御法の研究を進めている。

(3) プラントの設計製作及び運転研究

プロトタイププラントは、昭和62年度の運転研究を目指して本年度から基本設計がはじまった。総合効率55%（LHV）を目指したサイクル設計をはじめとして、これに伴うヒートバランスの変更、各種必要技術の検討などを行っている。ガスタービン単体効率は、パイロットプラントの38%から、40%程度に高める必要があり、さらに、排ガス温度を608℃程度から670℃程度まで高め、蒸気サイクル側の回収エネルギー量の増大を行って総合効率の向上を実現することが検討されている。いずれにしても、総合技術によって達成出来る極めて高い効率である。プラントの詳細設計は59年度から行われ、これには、これまで行って来た、材料及び要素技術の研究成果が取り入れられる。実際

のプラント製作は60年度から本格的に行われる計画であるが、その最終形態は、パイロットプラントの成果及び予算の伸び等により、プラント全体の改造を行ったものになるか、高温高压部だけの技術的な実証を行うこととするか、検討中である。このように、プロトタイプ機はパイロットプラントの改良による高効率化を目指した計画であるが、技術的には、パイロットプラントクラスの1300℃プラントに対しては、その信頼性と耐久性の向上としての効果がある。また、今後開発が推進されると予想される石炭ガス化用のガスタービンに対し、その高温化技術及びシステム技術への技術波及としても期待される。

3. 結び

昭和53年度から10年間をかけて行われている、「高効率ガスタービンの研究開発」計画は、LNG燃料を用いるクリーン燃料の高効率複合発電システムとして大きな期待がかけられている。ガスタービンとしても世界に例を見ない画期的なものであり、

世界的な注目を浴びており、来る10月末に東京で開かれるガスタービン国際会議での反響が注目される。

しかし、現在はようやく、1300℃クラスのパイロットプラントの工場試験が終了した段階であり、プロジェクトの成否を語るには未だ時期尚早である。当面のパイロットプラント運転研究の成功が切に望まれ、その成果を基礎としたプロトタイププラントの設計製作運転研究が目標通りの進展を見せることを期待されたい。おわりにあたり、このプロジェクトが、十数社に及ぶ民間企業と電力会社の並々ならぬ相互協力によって進められていることを記し、このことが、技術の普及も含めて今後良い結果を生むものと信ずるものである。

文 献

- 1) 竹矢 “高効率レヒートガスタービン,” ガスタービン学会誌, 8巻30号 (昭55.9).

§ 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たします。

賛助会員	1口	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000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

(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 365-0095

のプラント製作は60年度から本格的に行われる計画であるが、その最終形態は、パイロットプラントの成果及び予算の伸び等により、プラント全体の改造を行ったものになるか、高温高压部だけの技術的な実証を行うこととするか、検討中である。このように、プロトタイプ機はパイロットプラントの改良による高効率化を目指した計画であるが、技術的には、パイロットプラントクラスの1300℃プラントに対しては、その信頼性と耐久性の向上としての効果がある。また、今後開発が推進されると予想される石炭ガス化用のガスタービンに対し、その高温化技術及びシステム技術への技術波及としても期待される。

3. 結び

昭和53年度から10年間をかけて行われている、「高効率ガスタービンの研究開発」計画は、LNG燃料を用いるクリーン燃料の高効率複合発電システムとして大きな期待がかけられている。ガスタービンとしても世界に例を見ない画期的なものであり、

世界的な注目を浴びており、来る10月末に東京で開かれるガスタービン国際会議での反響が注目される。

しかし、現在はようやく、1300℃クラスのパイロットプラントの工場試験が終了した段階であり、プロジェクトの成否を語るには未だ時期尚早である。当面のパイロットプラント運転研究の成功が切に望まれ、その成果を基礎としたプロトタイププラントの設計製作運転研究が目標通りの進展を見せることを期待されたい。おわりにあたり、このプロジェクトが、十数社に及ぶ民間企業と電力会社の並々ならぬ相互協力によって進められていることを記し、このことが、技術の普及も含めて今後良い結果を生むものと信ずるものである。

文 献

- 1) 竹矢 “高効率レヒートガスタービン,” ガスタービン学会誌, 8巻30号 (昭55.9).

§ 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	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000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

(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 365-0095



ガスタービン設計におけるCADシステム

三菱重工・高砂研究所 青 木 素 直
三菱重工・高砂研究所 間 瀬 正 隆
三菱重工・高砂研究所 武 石 賢一郎

1. まえがき

石油危機に始まる燃料費の高騰及び世界的な不況の中、ガスタービンの市場環境は、航空用、産業用を問わず厳しい状態にあり、各ガスタービンメーカーでは、市場における優位性を確保するため、性能向上、信頼性向上に加えて、市場動向にマッチした新形機をタイムリーに開発、製品化することに、一層の努力が払われている。

性能向上は、高温高压化を主体として進められておりタービン入口温度は、翼冷却法、耐熱合金の進歩とともに急激に上昇し、航空用ガスタービンでは、離陸時に平均ガス温度が $1,400^{\circ}\text{C}$ を越えるものも現われている。又、産業用ガスタービンの分野でも、ベースロード用コンバインドプラントに用いられるものは $1,150^{\circ}\text{C}\sim 1,200^{\circ}\text{C}$ に達している。このような高温化は、サイクル効率の向上をもたらす反面、複雑な冷却システムを必要とするため、エンジン設計期間の長期化及び設計コストの増加を生じている。

このような状況の下で、新形機の開発に携わるガスタービン設計者は、高温化に伴い、一層複雑となった設計計算を短期間に完了させることが要求されている。更に、設計と平行して進められる各種検証テストの結果を、設計に反映させて行くことも重要な課題である。

ところで、ガスタービンコンポーネントの中でタービン部は空力、冷却、振動、強度などの要素技術分野が複雑に関連し合っており、最適設計を行うには全分野にわたる調整作業が必要なため、従来からガスタービン設計工程上のクリティカルパスとなってきた。このためP&WA社、GE社等の先進航空エンジンメーカーは、1960年代の後半から、ガスタービン設計のCAD化を進め設

計作業の効率化を図ってきた。これらは、70年代中に、ほぼ実用化され、エンジン開発期間の短縮、設計コストの低減に大きな威力を発揮している⁽¹⁾。

これに対し、我国では、彼我のガスタービン事業規模の差を反映してか、CAD化はあまり進められていない。しかし、CADシステムは、今後の高性能ガスタービンの開発に不可欠なものであり、広く採用されて行くものと思われる。

本論文では、三菱重工で開発されたガスタービン対話形設計システムTDSYS (Gas Turbine Interactive Design System)を例にとり、CADシステムの必要性、開発上のポイント及びシステム構成を述べ、合わせてTDSYSによる設計作業の改善効果を示す。TDSYSは過去5年間ガスタービン開発に使用されており、設計作業の効率化、省力化に大きく貢献しているものである。

2. 最適CADシステムの条件

最適なCADシステムを創り出すためには、これを使用する設計者の立場に立ってシステム構成を考えることが必要である。したがって、設計手順、設計者の判断プロセスを、出来るかぎり詳細に分析し、どの段階の、どの部分をコンピューターに委ねれば最も効率的であるかを十分検討することが不可欠である。

2-1. ガスタービン設計手順 最適CADシステムの条件を論ずる前に、本節でタービン設計の概要を述べる。タービン設計作業は、次の5段階に分けられる。

- ①タービン流路形状及び各段速度三角形設計
- ②翼型空力設計
- ③内部冷却構造設計
- ④翼振動強度設計
- ⑤設計された翼のデータによるタービン性能計算

(昭和58年2月24日原稿受付)

上記の各段階で行なわれる内容を図1に示す流れ図に沿って説明する。

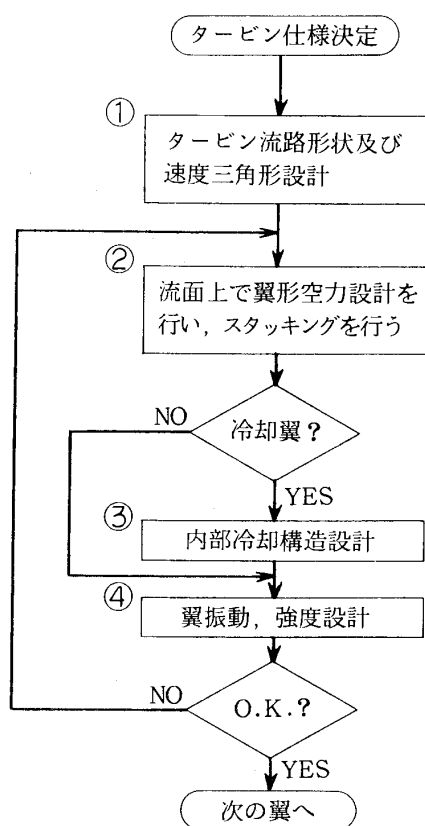


図1. タービン設計流れ図

ガスタービン全体の最適化を図るサイクル計算によりタービン部の仕様が決まるとまず①で平均径速度三角形計算により、最適タービン特性を持つタービンの概略流路形状、段数、平均径速度三角形などが求められる。更に、これらのデータを用いて軸対称流れ計算が行なわれ詳細な流路形状、各翼の流線に沿う速度三角形及び状態量が決定される。次に、②で各翼の基本流面の速度三角形、状態量を用いて円錐面上で翼型が設計される。各流面上の翼型が一とおり設計されると、それらは、半径方向にスタッキングされ、3次元翼としてその形状をチェックされる。冷却翼の場合は、③に於て、翼面境界層計算から得られた熱伝達率分布を基に、所定の翼メタル温度を得るための内外冷却構造が設計され、寿命評価が行なわれる。動翼の場合は、更に、③で得られた翼メタル温度分布を用いて④で構造計算が行なわれる。

これらの設計作業は、各段階の計算結果が、そ

れぞれの設計基準をみたすまで、繰り返えられる。タービン全段の翼が、このような手順で設計された後、タービンの設計点及び部分負荷点の性能確認が行なわれる。

2-2. 設計作業における問題点 ガスタービンの設計作業では、数多くの計算プログラムが使用される。図1に示す流れ図の各設計ブロックは数本のプログラムで構成され、総数は20数本を超える。従来、これらのプログラムはインプット、アウトプットとともに各々分離独立した単発プログラムでバッチ処理されてきた。このため、設計者は、多種のプログラムの取扱いに習熟するとともに、インプットデータの作成、点検、アウトプットデータの整理、グラフ化に多大の労力を要していた。特に、振動強度解析に、有限要素法プログラムを用いなければならない場合には、長期の設計期間は止むを得ないものであった。

以上の状況より、限られた設計期間では、空力性能、冷却性能及び構造強度の最適化が十分に行なえぬ場合も生じていた。

2-3. 対話形設計システムの採用 2-2で述べた問題点を解消するためには、インプット、アウトプット量の削減を図るとともに、繰返し作業の効率化を図ることが必要である。ガスタービン設計は、図1に示したように、各設計ブロックで多量の入出力データを取扱いながら、設計基準が満たされるまで試行錯誤による繰返しを行なう非定型的なものである。しかも、計算結果によっては、前のブロックに立戻って条件を変えた再計算を行なわざるを得ない場合も多く、設計作業の完全な自動化は、必ずしも効率良いものとは言い難い。したがって、設計計算を電算機で行い、結果の是非を設計者が判断して、次の段階に進む形式、すなわち対話形式が最適と考えられる。ガスタービン対話形設計システムを構築する場合の条件及び注意点として

①汎用大型電算機を使用すること。

設計計算の内容が解析計算を主体としており、計算内容のレベルアップを容易に行なえるようにしておくためである。

②TSSのもとで使用すること。

試行錯誤を、設計者の判断により対話形式で容易に行なえるようにするためである。

③グラフィック端末を使用すること。

図形表示を迅速に行なうためである。

④各プログラムを対話形式にしておくこと。

⑤各プログラム間は、ファイルを介してデータが伝達されること。

⑥各プログラムは、再計算が簡単に実行できるように、以前のインプットデータが保存されていること。

などを挙げることができる。

3. 対話形設計システム—TDSYS—の概要

3-1. TDSYSの特徴 TDSYSは、ガスタービン設計者の立場に立ち使い易さを第一として構成された設計システムで、以下の点に特徴がある。

①TSS 端末の利用及び対話形プログラムの開発により、繰り返し作業の効率向上を図ったこと。

②少量のインプットで構成されるプログラムの開発及びプログラムの有機的結合とファイルによるデータの伝達により、インプット量の大幅低減を図ったこと。

③グラフィック端末の利用及び作画プログラムの開発により、アウトプットデータ整理、グラフ化作業の大幅低減を図ったこと。

④要素研究結果がデータベースとしてシステムに組込まれていること。

⑤①～③に加え、設計基準をより明確にすることにより、設計作業の単純化を図ったこと。

以上により、タービン設計経験の全く無い人でも簡単な説明を受けるだけで容易に設計作業を行なうことが出来る。

TDSYSは、図1に示したフローチャートの各ブロックに対応した4つのサブシステム(タービン流路設計、翼型空力設計、冷却設計、構造設計)から構成され、各サブシステム間、プログラム間のデータの伝達はファイルを介して行なわれる。図2にシステムフローを示す。

3-2. タービン流路設計サブシステム (GAS PATH) ガスタービン全体のサイクル計算が完了し、タービン仕様が決定すると GASPATH においてタービン流路形状、及び各翼の速度三角形の設計が行なわれる。GASPATH は、タービン平均径速度三角形設計プログラム (MLF

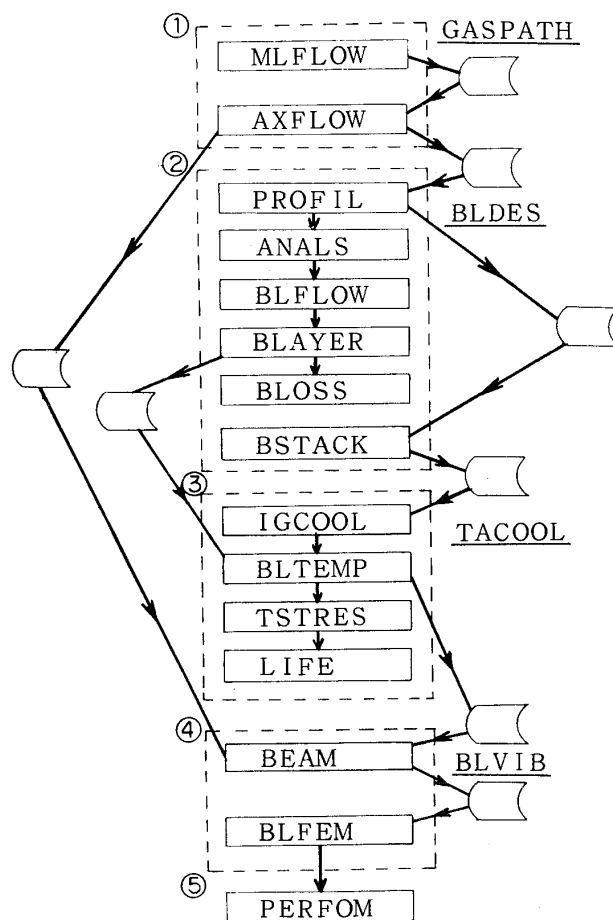


図2. TDSYS flow chart and file structure

LOW), タービン軸対称流れ解析プログラム (AXFLOW) から構成される。

MLFLOWは、タービン損失予測プログラム (TLOSS) を内蔵し、タービン入口条件、タービン出力、段数、回転数、各段の負荷係数、流量係数、反動度などの設計データを与えることにより、タービン基本寸法、平均径速度三角形、効率などが求められる。MLFLOWによる最適化計算により得られたこれらのデータは、ファイルを介して AXFLOW に伝達される。

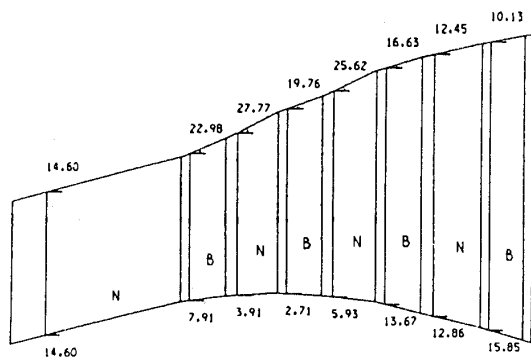
AXFLOWでは、これらに加えて、静翼出口のボルテックスパターン、仕事の半径分布などを指定することにより、タービン軸対称流れの解析が行なわれる。AXFLOWによる最適化計算により詳細なタービン流路形状、流線のパターン、各翼前後の半径方向状態量及び速度三角形が決定される。図3に図形出力の一例を示す。

START

 * TURBINE MEAN-LINE FLOW DESIGN (MLFLOW) *

TITLE

FRAME = TEST TURBINE



DETAILED GAS PATH CONFIGURATION

図3. MLFLOW 出力例

3-3. 翼形空力サブシステム (BLDES)

AXFLOWで得られたデータのうち、翼形設計に用いられる基本流面（通常3～5流面）のデータは、ファイルを介してBLDESに伝達される。BLDESでは、準3次元的设计法による翼形設計、設計された各翼形の半径方向スタッキング及びプラットフォーム、シャンク、チップシュラウドの形状設計が行なわれる。

まず、PROFILによりタービン翼及び出口案内翼（EGV）の翼形設計が行なわれる。PROFILでは、翼形設計を行なう流線の番号を指定し、必要なデータをファイルから呼び出すとともに、翼形作成に必要な幾何的データ、例えば、翼弦長、スタガ、翼厚などをインプットすることにより流線に沿った円錐面上で翼形が設計される。

次に、設計された翼はANALSで翼列の幾何的パラメータの解析が行なわれた後、翼面速度分布の解析がBLFLOWで行なわれる。BLFLOWでは、差分法による亜音速流れ解析プログラム（SUBFLO）とタイムマーチング法による遷音速流れ解析プログラム（TRANS）の選択が可能である。次に、BLAYERにより、翼面境界計算、

RADIUS						
STAGE		HUB	MEAN	TIP	HEIGHT	BOSS RATIO
1	N	325.50	377.30	429.11	103.61	0.759
	B	330.00	386.43	442.85	112.85	0.745
2	N	332.50	397.31	462.13	129.63	0.720
	B	331.00	402.25	473.51	142.51	0.699
3	N	327.00	409.48	491.97	164.97	0.665
	B	319.00	410.40	501.80	182.80	0.636
4	N	309.00	410.23	511.47	202.47	0.604
	B	300.00	408.57	517.13	217.13	0.580

STAGE DIMENSION

BLOSSにより、2次元翼列損失計算が行なわれる。これらの計算において、結果が空力設計基準を満たさない場合、設計者はPROFILに戻し、翼形の再設計を行なわせる。図形出力の一例を図4に示す。

全翼断面が空力設計基準を満たして設計された後、それらはBSTACKでスタッキングされる。この時、動翼では、重心を半径線上に揃えて、静翼では、それに加えて、前、後縁半径の中心を半径線上に揃えてスタッキングすることが可能である。スタッキングされた翼の3次元形状は、同時

にグラフィックディスプレイ上に描かれ、その形状がチェックされる。もし、異常な折れ曲りなどがあれば、修正が必要な断面について再設計し、スタッキングが行なわれる。図形出力の一例を図5に示す。

以上の手順で、翼の3次元形状が決定すると、プラットフォーム、シャンク、チップシュラウドなどが、グラフィックディスプレイ上で設計される。図形出力の一例を図6に示す。

3-4. 冷却設計サブシステム (TACCOOL)

冷却翼の場合、基本流面上で設計された翼の座標、翼面境界層計算により得られた熱伝達率分布などのデータは、ファイルを介してTACCOOLに伝達される。TACCOOLでは、指定された冷却空気量に対し内部冷却構造を設定し、翼メタル温度分布、熱応力の計算及び寿命評価が行なわれる。

まず、IGCOOLにおいて、グラフィックディスプレイ上で対話形式により冷却構造が設計され、次にBLTEMPで翼メタル温度計算が行なわれる。BLTEMPは、冷却流路ネットワークの流量バランスプログラムFLONET、翼内外面熱伝達率分布及びフィルム温度計算プログラムHTLOAD更に

* BOUNDARY LAYER ANALYSIS (BLAYER) *TITLE

FRAME = TEST
 STAGE = 2N
 NOZZLE OR BLADE = NOZZLE
 SOLID OR HOLLOW = HOLLOW
 SECTION = HUB

STREAMLINE DATA

MAIN STREAM TURBULENCE (X) = 0.0
 TRANSITION POINT LOCATION (% SURFACE LENGTH)
 SUCTION SURFACE = 100.00
 PRESSURE SURFACE = 45.49
 SEPARATION POINT LOCATION (% SURFACE LENGTH)
 SUCTION SURFACE = 100.00
 PRESSURE SURFACE = 100.00
 BOUNDARY LAYER THICKNESS AT T.E. (MM)
 SUCTION SURFACE = 0.428
 PRESSURE SURFACE = 0.482
 DISPLACEMENT THICKNESS AT T.E. (MM)
 SUCTION SURFACE = 0.138
 PRESSURE SURFACE = 0.189
 MOMENTUM THICKNESS AT T.E. (MM)
 SUCTION SURFACE = 0.052
 PRESSURE SURFACE = 0.081

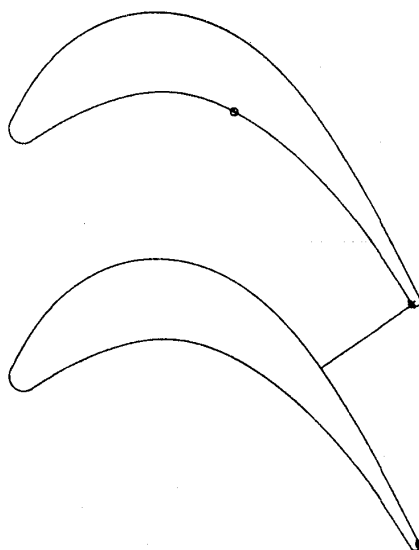
BOUNDARY LAYER ON THE AIRFOIL

図4. BLAYER 出力例

* TURBINE BLADE STACKING (BSTACK) *TITLE

FRAME = TEST TURBINE
 STAGE = 4TH
 NOZZLE OR BLADE = BLADE
 SOLID OR HOLLOW = SOLID

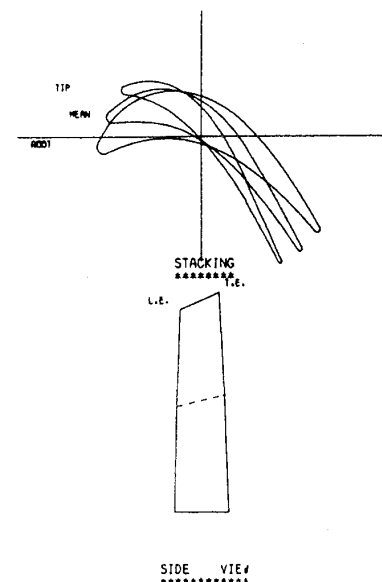


図5. BSTACK 出力例

FEMによる熱伝導計算から構成されている。
 FLONET, HTLOADには要素研究及び実機運
 転から得られた経験式が組込まれており、計算精

11/02 10.43

O : TRANSITION
* : SEPARATION

度の向上が図られている。
 図形出力の一例を図7に
 示す。

翼メタル温度が計算さ
 れた後、TSTRESで熱
 応力計算、LIFEでクリ
 ープ及び低サイクル寿命
 の推定が行なわれる。
 TSTRESは、2次元弾
 性熱応力計算プログラム
 (TES TRAN)と汎用3
 次元構造解析プログラム
 MARCにより構成され
 ている。LIFEでは、T
 STRESで得られた弾性
 歪をノイバー則を用いて
 非弾性歪に置換え、熱疲
 労テストにより得られた
 材料データと合わせて、
 クリープ及び低サイクル

寿命が評価される。⁽⁶⁾

3-5. 翼構造設計サブシステム (BLVIB)

TACOOlでメタル温度が決定された動翼は、
 BLVIBでクリープ寿命、固有振動数、振動応力、
 耐振動強度安全率などの計算が行なわれる。
 BLVIBは、設計作業を効率的に行なうため、は
 り理論による振動、強度計算プログラム(BEAM)
 と有限要素法(FEM)による計算プログラム

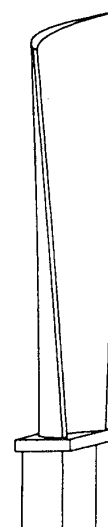


図6. プラットフォーム及びシャंक設計例

* METAL TEMPERATURE ANALYSIS (BLTEMP) *

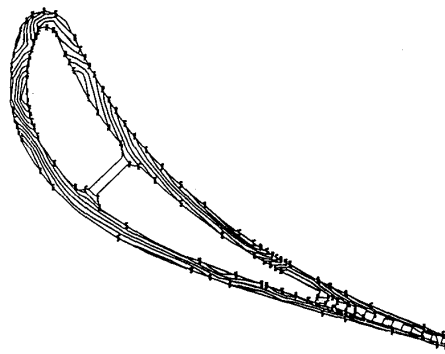
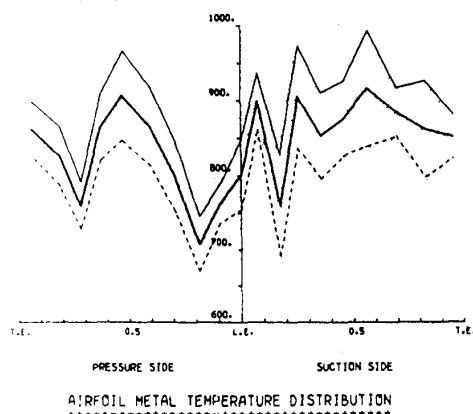
TITLE

FRAME = TEST TURBINE
STAGE = M1
NOZZLE OR BLADE = NOZZLE
SECTION = MEAN

METAL TEMP. DATA

AVERAGE = 828.2 (DEG. C)
MAX. = 969.2 (DEG. C)
MAX. TEMP. DIF. = 137.2 (DEG. C)

METAL TEMP. (DEG. C)



ISOTHERMAL LINE

図7. BLTEMP 出力例

(BLFEM) の2つで構成されている。

BEAMは、動翼に使用される耐熱合金の材料データをサブプログラムに持つ、伝達マトリックス法によるプログラムで、計算に必要な翼の断面定数は、3-2~3-4ま

での手順により設計された3次元翼から内挿により求められる。翼の受けるガス力及び翼断面平均メタル温度の半径分布は、それぞれ AXFLOW, TACOOL よりファイルを介して伝達される。図形出力の一例を図8に示す。BEAMにより得られた結果が、構造設計基準を満たさない場合は、BLDESに戻り、修正が必要な翼断面を指定し空力設計を行なう。冷却翼の場合は、更にTACOOLでメタル温度計算が行なわれる。修正された翼断

面は、他の修正されなかった翼断面と共にスタッキングされBEAMで再度計算が行なわれる。この繰返し作業は、計算結果が構造設計基準を満たすまで行なわれる。

BEAMで概略強度設計がなされた翼はBLFEMでより詳細な構造解析が行なわれる。

BLFEMは要素分割プログラム(MESH)とFEMプログラム(BLADE)及び汎用構造解析プログラムNASTRANで構成されている。翼形状、材料強度データ、翼メタル温度分布など必要なデータがBEAMよりフ

ァイルを介して伝達されると、まずMESHにより要素分割が行なわれ、各要素にデータが割振られる。次に、境界条件を指定することにより計算が行なわれる。図形出力の一例を図9に示す。

* BLADE STRUCTURE ANALYSIS (BEAM) *

TITLE

FRAME = TEST TURBINE

STAGE = 1B

CREEP LIFE DATA

DESIGN CREEP LIFE = 100000. (HR)
SHAFT SPEED = 3000. (R.P.M.)
MATERIAL = U-520

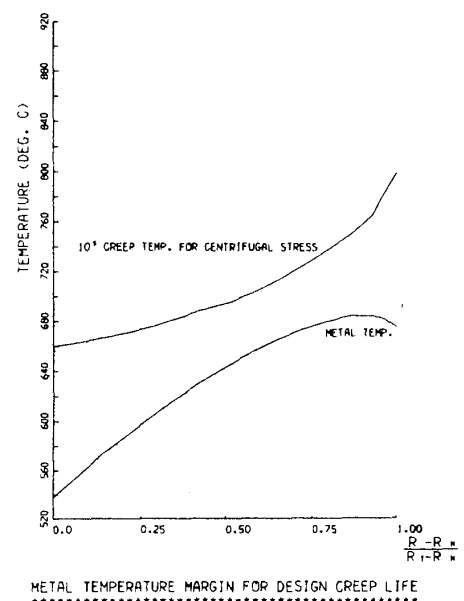
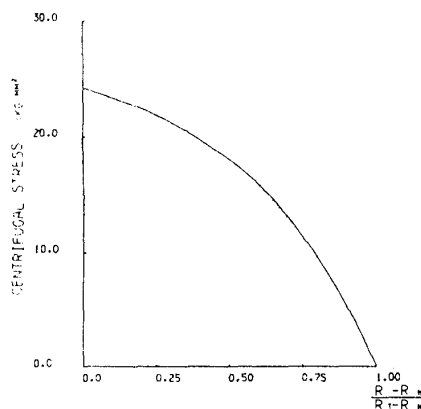


図8. BEAM 出力例

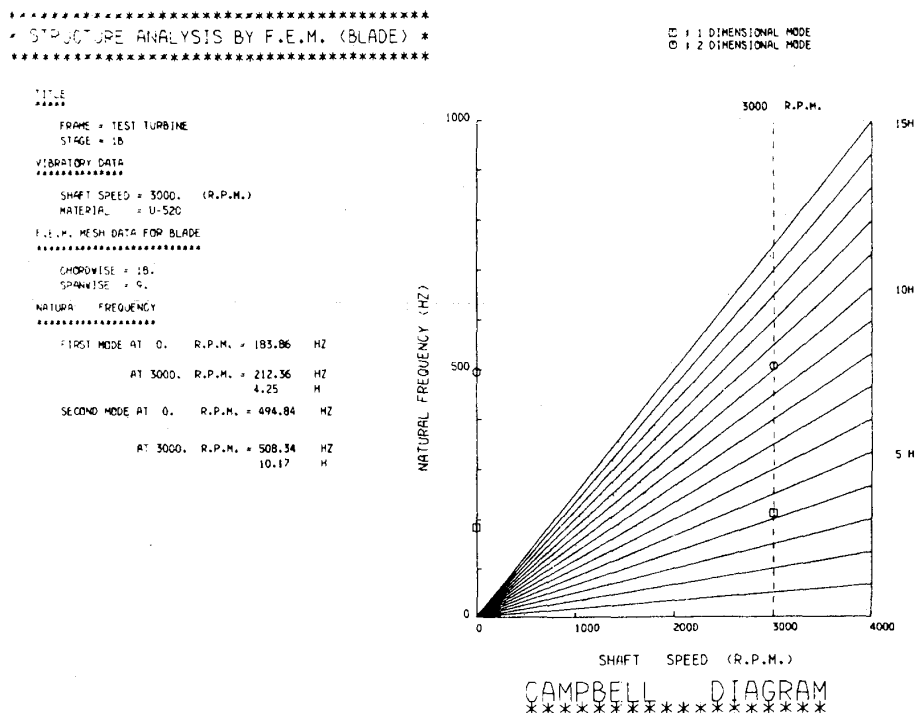


図9. BLADE 出力例

計算結果が設計基準を満たない場合は、BEAMと同様な手順が繰返えされる。

BLFEMによる構造設計が終了すると、翼のひねり戻り量の補正及びガス力により翼に加わる曲げ応力を打ち消すためのリーニングが行なわれる。

BLDES, BLVIBで行なわれる空力、振動・強度の最適化作業は、ガスタービン動翼設計作業の中核をなすものであり、従来、多大の労力を必要としてきた。特に、はり理論では十分な解析精度が得られない幅広い長大翼の場合、チューニング（翼固有振動数の離調）をFEMプログラムで行なうため、長期にわたる設計工程が必要であったが、本システムの開発、使用により大幅な工数低減が達成された。

以上の手順により、全段の翼が設計されると、それらのデータを用いて、タービン性能解析プログラム（PERFOM）により設計点性能、部分負荷点性能及び各翼列の作動状態が解析される。

4. TDSYSによる設計作業の改善

TDSYSの使用により設計工数の低減を、産業用ガスタービン最終段動翼を例にとって示す。本翼は、翼長約500mmの幅広い長大翼で、構造解析にはFEMプログラムを用いることが必要である。

BLDES, BLVIBで行なわれる作業内容に関し、従来設計手法とTDSYSの使用による設計工数比較を表1に示す。

この例に示されるようにTDSYSにより大幅な工数低減が達成されている。冷却翼については、適当な比較例がないが、この例と同等かそれ以上の工数低減が可能と思われる。

TDSYSの開発によりタービン設計作業は、すべての面で著しく改善されたが、主な改善点をまとめると次の4点になる。

- ①設計期間の大幅短縮
 - ②設計工数の大幅低減
 - ③幅広いCASE STUDYによる最適設計が可能
 - ④特定の専門家以外でも設計が可能
- ①、②のみでなく、③、④が得られたことも重要で、設計精度の向上、設計作業の省力化に大きく貢献するものである。

表1. 従来の設計手法と
TDSYSの設計時間比較

	従来手法	TDSYS
基本断面翼形設計	30 ^H /断面	0.5 ^H ~1 ^H /断面
振動強度解析及び翼形修正		
○ はり理論	2 ^H ×12 ^H ×30 ^H =720 ^H	1 ^H ×12 ^H ×5 ^H =60 ^H
○ F. E. M.	5 ^H /1ケース	0.25 ^H /1ケース

5. あとがき

三菱重工で開発され、設計作業に数年使用されてきたガスタービン対話形設計システム—TDSYS—を例にとり、ガスタービンCADシステムの必要性、開発上のポイント及びシステム使用による設計工数の低減を示した。CADシステムは

今後広く採用されていくと考えられるが、ユーザーである設計者が使い易いことが第一であり、ユーザーとプログラマーの密接な共同作業が必要である。又、設計精度は、システムに組込まれている各種データの質、量に依存しており、システムの改良とともにこれらのデータを得るための要素研究を平行して実施し、データ蓄積に努めることが重要である。

参考文献

- [1] Thomas K. M., and Piendel, J. J. ; An Automated Interactive Design System for Advanced Gas Turbines ; AS ME 74-GT-82 (1974)
- [2] 青木ほか ; ガスタービン対話形設計システム (TDSYS), 三菱重工技報 Vol. 18 No.1 (1981) P 26-30
- [3] 青木 ; ガスタービン対話形設計システム, 第9回ガスタービン定期講演会講演論文集 ('81-6) (1981)
- [4] Aoki, S, et al ; Gas Turbine Interactive Design System (TDSYS) ; Mitsubishi Technical Review June 1981
- [5] 青木ほか ; TSS グラフィックスによるガスタービン対話形設計 ; IBM Review 84 (1981)
- [6] 佐藤ほか ; ガスタービン空冷翼の研究 ; 三菱重工技報 Vol.19 No.2 (1982)

協賛セミナー

セラミックスの機能と設計 (ビギナーズセミナー)

主 催 : 窯業協会

日 時 : 10月3日(月)~7日(金) (4泊5日)

会 場 : 御殿場・YMCA 東山荘(静岡県御殿場市東山)

電話 0550-3-1133

参加申込締切: 8月20日(土) 定員(60名) なり次第

詳細は窯業協会へお願いします。

〒160

新宿区百人町2-22-17 窯業協会企画委員会 03-362-5231(代)

協賛シンポジウム

第4回日本熱物性シンポジウム

開 催 日 : 昭和58年10月20日(木), 21日(金), 22日(土)

会 場 : 神奈川県立「県民ホール」会議室

参 加 費 : 2,000円(学生1,500円)。懇親会参加費は5,000円です。

詳細は下記へお問い合わせ下さい。

〒223 横浜市港北区日吉3-14-1

慶応大学理工学部機械工学科 長島研究室気付

日本熱物性研究会

今後広く採用されていくと考えられるが、ユーザーである設計者が使い易いことが第一であり、ユーザーとプログラマーの密接な共同作業が必要である。又、設計精度は、システムに組込まれている各種データの質、量に依存しており、システムの改良とともにこれらのデータを得るための要素研究を平行して実施し、データ蓄積に努めることが重要である。

参考文献

- [1] Thomas K. M., and Piendel, J. J. ; An Automated Interactive Design System for Advanced Gas Turbines ; AS ME 74-GT-82 (1974)
- [2] 青木ほか ; ガスタービン対話形設計システム (TDSYS), 三菱重工技報 Vol. 18 No.1 (1981) P 26-30
- [3] 青木 ; ガスタービン対話形設計システム, 第9回ガスタービン定期講演会講演論文集 ('81-6) (1981)
- [4] Aoki, S, et al ; Gas Turbine Interactive Design System (TDSYS) ; Mitsubishi Technical Review June 1981
- [5] 青木ほか ; TSS グラフィックスによるガスタービン対話形設計 ; IBM Review 84 (1981)
- [6] 佐藤ほか ; ガスタービン空冷翼の研究 ; 三菱重工技報 Vol.19 No.2 (1982)

協賛セミナー

セラミックスの機能と設計 (ビギナーズセミナー)

主 催 : 窯業協会

日 時 : 10月3日(月)~7日(金) (4泊5日)

会 場 : 御殿場・YMCA 東山荘(静岡県御殿場市東山)

電話 0550-3-1133

参加申込締切: 8月20日(土) 定員(60名) なり次第

詳細は窯業協会へお願いします。

〒160

新宿区百人町2-22-17 窯業協会企画委員会 03-362-5231(代)

協賛シンポジウム

第4回日本熱物性シンポジウム

開 催 日 : 昭和58年10月20日(木), 21日(金), 22日(土)

会 場 : 神奈川県立「県民ホール」会議室

参 加 費 : 2,000円(学生1,500円)。懇親会参加費は5,000円です。

詳細は下記へお問い合わせ下さい。

〒223 横浜市港北区日吉3-14-1

慶応大学理工学部機械工学科 長島研究室気付

日本熱物性研究会

今後広く採用されていくと考えられるが、ユーザーである設計者が使い易いことが第一であり、ユーザーとプログラマーの密接な共同作業が必要である。又、設計精度は、システムに組込まれている各種データの質、量に依存しており、システムの改良とともにこれらのデータを得るための要素研究を平行して実施し、データ蓄積に努めることが重要である。

参考文献

- [1] Thomas K. M., and Piendel, J. J. ; An Automated Interactive Design System for Advanced Gas Turbines ; AS ME 74-GT-82 (1974)
- [2] 青木ほか；ガスタービン対話形設計システム (TDSYS), 三菱重工技報 Vol. 18 No.1 (1981) P 26-30
- [3] 青木；ガスタービン対話形設計システム, 第9回ガスタービン定期講演会講演論文集 ('81-6) (1981)
- [4] Aoki, S, et al ; Gas Turbine Interactive Design System (TDSYS) ; Mitsubishi Technical Review June 1981
- [5] 青木ほか；TSS グラフィックスによるガスタービン対話形設計 ; IBM Review 84 (1981)
- [6] 佐藤ほか；ガスタービン空冷翼の研究 ; 三菱重工技報 Vol.19 No.2 (1982)

協賛セミナー

セラミックスの機能と設計 (ビギナーズセミナー)

主 催：窯業協会

日 時：10月3日(月)～7日(金) (4泊5日)

会 場：御殿場・YMCA 東山荘(静岡県御殿場市東山)

電話 0550-3-1133

参加申込締切：8月20日(土) 定員(60名) なり次第

詳細は窯業協会へお願いします。

〒160

新宿区百人町2-22-17 窯業協会企画委員会 03-362-5231(代)

協賛シンポジウム

第4回日本熱物性シンポジウム

開 催 日：昭和58年10月20日(木), 21日(金), 22日(土)

会 場：神奈川県立「県民ホール」会議室

参 加 費：2,000円(学生1,500円)。懇親会参加費は5,000円です。

詳細は下記へお問い合わせ下さい。

〒223 横浜市港北区日吉3-14-1

慶応大学理工学部機械工学科 長島研究室気付

日本熱物性研究会



ガスタービン筒形燃焼器の高圧燃焼試験 における供試条件の影響

航 技 研 田丸 卓, 堀内正司, 下平一雄
黒沢要治, 斎藤 隆, 山田秀志
川 崎 重 工 久山利之

1. まえがき

ガスタービンのサイクル効率向上をはかるため、燃焼器の作動圧力と出口温度は、それぞれ高圧、高温化の傾向にある。ここでは、代表径85mmの筒形燃焼器をつかって、天然ガス燃料による高圧燃焼試験を行い、各作動条件がライナ壁温、および出口温度にどのような影響を与えるかについて実験的に明らかにした。

通産省工技院が主宰するいわゆるムーンライト計画のひとつに「高効率ガスタービンの研究開発」があり、そこで計画している高圧燃焼器は、設計点圧力が5.53MPaである¹⁾。これはガスタービン燃焼器としては、未経験の高圧条件である。いっぽう、現用のガスタービンで、最も圧力の高い定格点をもつものはCF6-80Cの3.2MPaであり、また最近、米国で行われているE³エンジン開発に関連して4.1MPaまでの燃焼試験が行われている模様であるが²⁾³⁾、その詳細は公表されていない。試験研究例では、ライナ壁温におよぼす輻射の影響について調べるために直径が95mmと143mmの筒形燃焼器を0.4~3.0MPaの条件で実験したMarslandら⁴⁾の報告がある。しかしそれらの報告では高圧での供試条件個々の影響について十分明らかにされていない。

一般に、燃焼器のライナ壁温や出口温度分布は、保炎箇所、燃焼状態、輻射強度、流れ模様などに関係し、固有の燃焼器特性に依存することが多い。しかし実用形燃焼器の供試条件依存性を明らかにすることは、実機運転時の作動条件の影響を明確にし、燃焼器の設計・改良を精度よく行う上できわめて有用と考えるのでこれについて実験と考察を行ってみた。

2. 試験装置

今回の高圧燃焼試験のため、専用の実験棟を含む、空気系、燃料系、計測系、および供試部のすべてを設計・整備した。試験装置の設計点での主要要目と供試部試験条件を表1に、空気系を主とした系統図を図1に示す。

表1. 装置設計点要目

低圧側圧縮機 (2台併置)	720kW 空気圧縮機 遠心3段, 中間冷却器2基 吐出圧力 0.88 MPa " 空気量 2 kg/s
高圧側圧縮機	1900kW 高圧空気圧縮機 遠心9段, back-to-back 型 吐出圧力 5.53 MPa
供試部	入口空気量 4 kg/s " 温度 737 K

供給空気は、2台の低圧側空気圧縮機(720kW)を並列運転し、その圧縮空気をさらに1900kWの高圧側空気圧縮機で昇圧する。本装置では、供試空気の圧力にたいして空気温度を独立に設定し得るよう高圧圧縮機直後に三方弁を設け、供給空気の一部をアフタークーラーで冷却できるようにした。供試燃焼器から排出する燃焼ガスは、1600Kを越える温度であるため、燃焼器出口計測部直後に噴霧冷却器を設け、内部に設けた40本の圧力の噴射弁から水を噴霧することによってガス温度を600K以下にしてから圧力制御弁で背圧制御した。

燃料として用いた天然ガスは、成分がメタン98%以上であって車載長尺ボンベに圧縮充てんされているものを、図2に系統を示す装置によって減圧、計量し、供試部に供給した。

図3に供試部近傍の外観を示す。同図において管部中央の輝点は、石英ガラスを通して見える第

(昭和58年8月4日原稿受付)

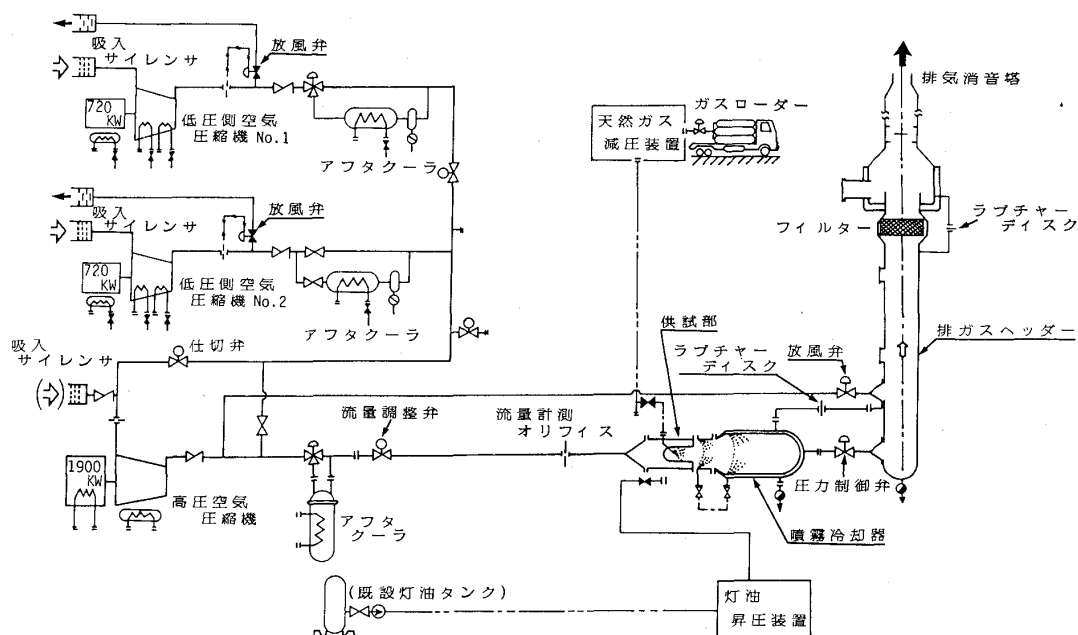


図1. 高圧燃焼試験装置系統図

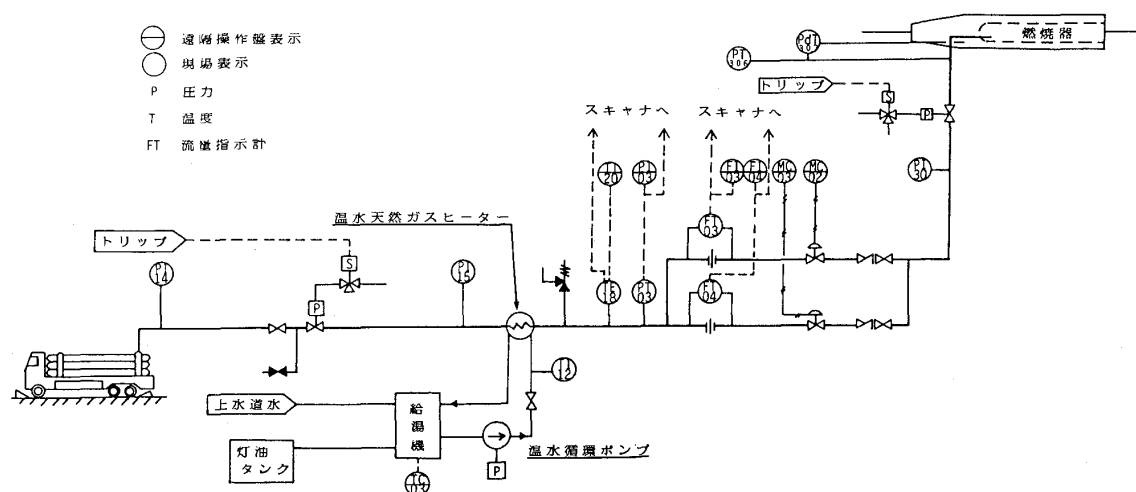


図2. 天然ガス供給装置

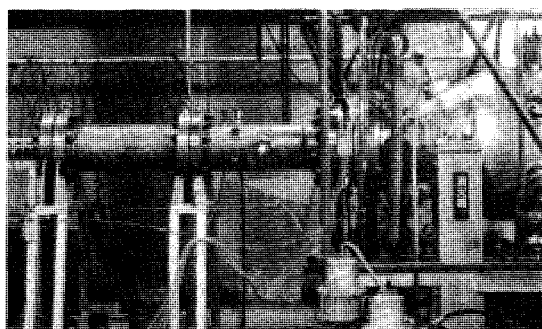


図3. 高圧燃焼試験中の供試部

1列空気孔内部の火炎である。その供試部右側には燃焼ガス冷却用噴霧冷却器の一部が見えている。

3. 供試燃焼器と計測

3.1 燃焼器と壁温計測 供試燃焼器ライナは図4と5に示すように公称径Dが85mmで、燃焼室を構成する「筒部(Liner tube)」とタービン部入口形状に合わせて流路断面を変化させる「尾筒(Transition duct)」とから成る。筒部は膜冷却、尾筒はインピンジメント冷却方式を採用している。

筒部膜冷却ピッチは、上流側の3層(第2列空気孔まで)が20mm, それ以降が30mmである。膜冷却スロット幅は1.5mmである。

尾筒部インピンジメント冷却は、直径0.75mmの孔を長さ方向10mm, 周方向11.5mmのピッチであけて

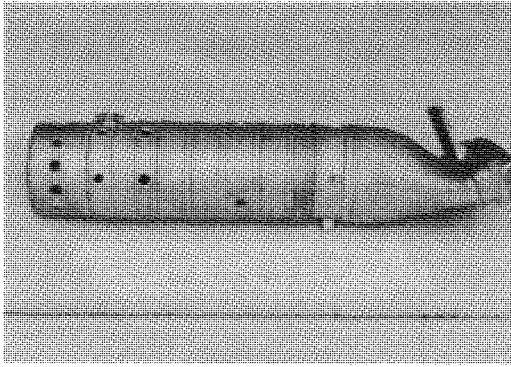


図4. 供試燃焼器ライナ

ある。インピンジメント開孔板と被冷却板との間隙は1.5mmである。この供試燃焼器は、代表径170mmの実機用燃焼器の $\frac{1}{2}$ スケールモデルである。実機用燃焼器の設計、および構造については、別に詳細な報告⁵⁾がある。

ライナ壁温を測定するために取り付けた熱電対温度計位置と取付法は、図5に示す。使用熱電対は外径0.5mmのインコネルシース先端接地形JIS-K熱電対、被測定部ライナ材は厚さ0.84mmのHA-188である。

図5において熱電対B, D, E, Gはライナ膜冷却部, C, F, Hは膜冷却スロット出口リップ部を計測している。K, LとM, Nは、それぞれ尾筒の外径側と内径側のインピンジメント被冷却板温度を測定している。なお、今回の検討ではふれぬが、

燃料ノズル近傍のA, 火炎伝播管後流部のJ, 筒部と尾筒のはめ合い部のIなども計測し、異常な温度上昇のないことを確かめている。

高圧燃焼試験装置の供試部へ燃焼器を組み込んだ模様を図6に示す。実機ガスタービンの車室内では、圧縮機から流入する気流が複雑な流れを呈するので、実用機燃焼器ではライナ外側に偏流防止用のフローガイドを用いている。そこでここでも同じ相対寸法のフローガイドを用いている。

燃料供給ノズルは、直径1.7mmの噴射孔を12個そなえ、燃料を中心軸まわりヘリカル方向に広がり角90°で供給している。この外周には軸流スワラがあって保炎循環流を形成する。

3.2 出口燃焼ガス計測 燃焼器出口での全圧,

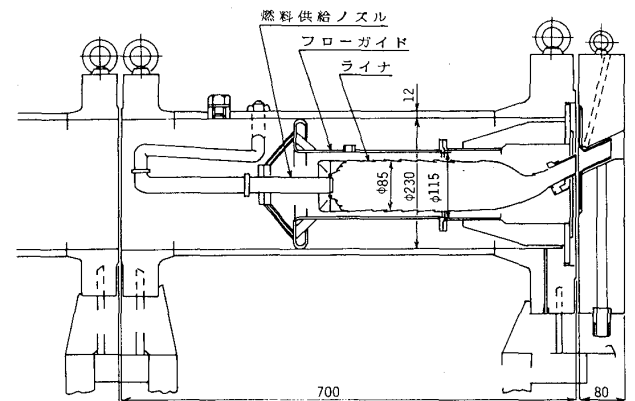


図6. 供試部組立

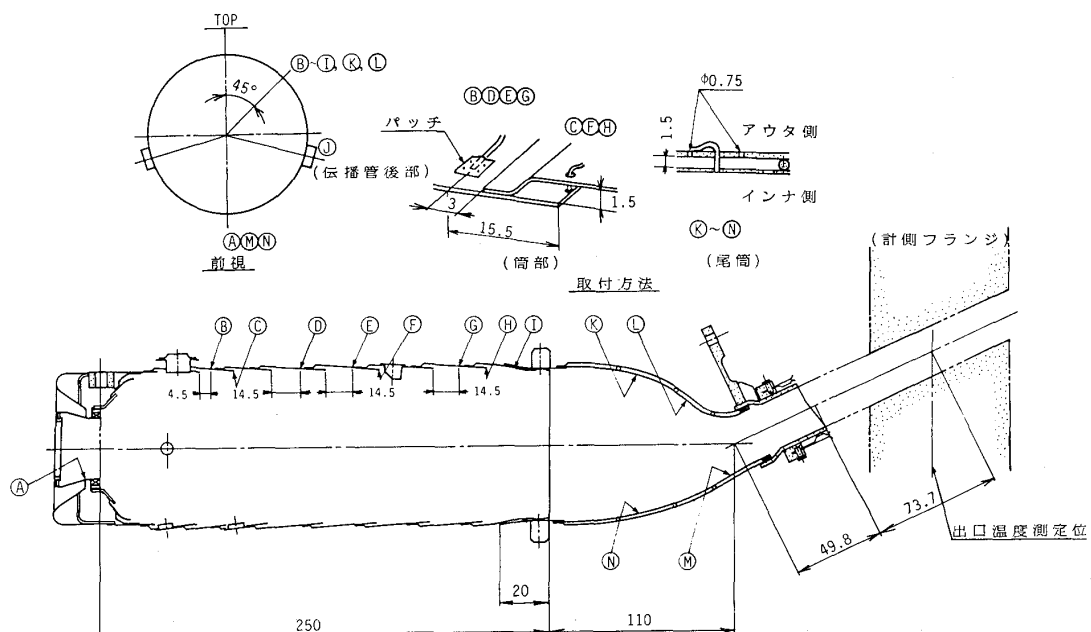
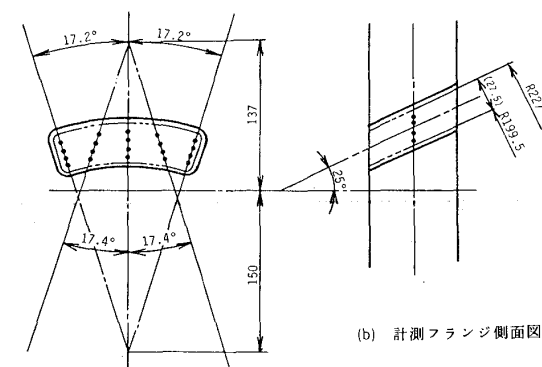


図5. 燃焼器ライナの構造と温度計測位置

および温度計測は、図5と7に示す燃焼器尾部から約74mm後方の断面位置で行った。



(a) 燃焼器出口断面と温度計挿入位置

図7. 燃焼器出口温度計測断面

出口全圧計測は、図7に示す扇形断面中央の温度計の代りに直径1mmの孔3個を備えた外径18.5mmの水冷全圧管を挿入して測定した。

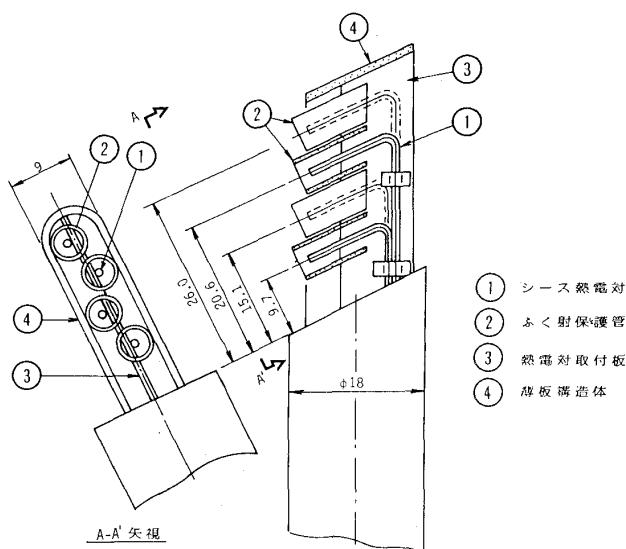


図8. 使用した4点式白金熱電対温度計

燃焼ガス温度は、図8に示す外径1mmの白金シースJIS-R熱電対による4点式温度計を、図7に示す位置に5本設置して計測した。この温度計は、本試験のため設計したもので、シース熱電対を用いることにより、高温酸化雰囲気による素線の劣化と、水分を含んだ高压燃焼ガスの侵入による絶縁の劣化を防いだ。

4. 計測結果

4.1 供試燃焼器の圧力損失 燃焼器入口管路中心、および出口扇形中心部に設置した全圧管によって計測した全圧損失係数 $\phi (=2\Delta P/\rho_1 u_f^2)$ を図9に示す。ここで ΔP は全圧損失、 ρ_1 は入口空気密度、 u_f はフローガイド断面を基準とした平均風

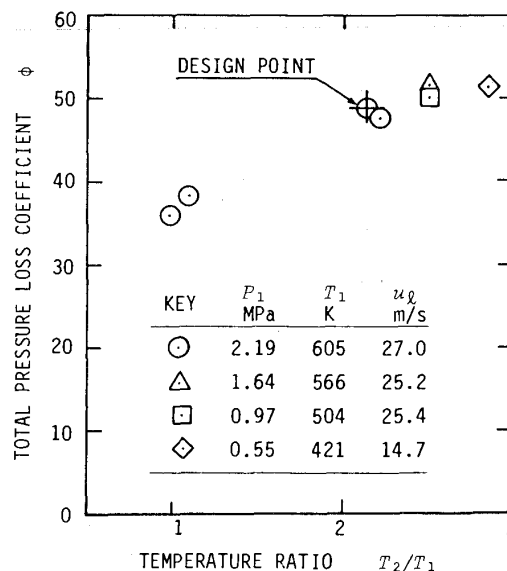


図9. 供試燃焼器の全圧損失係数

速である。同図中 T_2 は出口平均温度である。同図によるとこの燃焼器の ϕ は、ほぼ実機用燃焼器の設計値と一致している。

4.2 ライナ壁温分布 ライナ主軸方向の壁温分布は、ライナ壁温 T_w と入口空気温度 T_1 との差をとって θ_w として表わすと図10のようである。同図には、筒部の膜冷却部B, D, E, G, および尾筒部のインピンジング冷却部K, L, M, Nの θ_w を示した。膜冷却スロットリップ部のC, F, HはD, E, Fなどとくらべて30~40K低い値が得られたが、これは熱電対取付法に起因する測温誤差が大きい⁶⁾と考えられるので、今回の検討対象からはずした。図10によると θ_w はライナ前部で高压時ほど高温、後部で低压時ほど高温となる傾向がみられる。尾筒部MとNの計測点が少ないのは、熱電対の断線により計測不能となったためである。

4.3 ライナ壁温にたいする各供試条件の影響

ライナ内径寸法を基準とした代表断面平均風速 u_l 、入口温度 T_1 、圧力 P_1 、および当量比 ϕ_c のいずれかひとつのみの変化にたいする θ_w への影響をみ

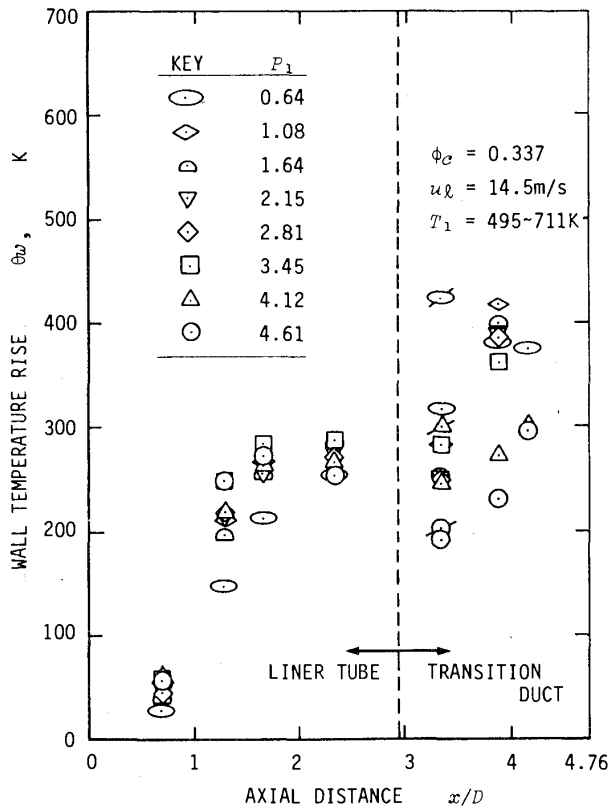


図10. 軸方向壁温分布

てみる。図11～14における各壁温計測位置を区別する記号は共通で、それらを表2に示す。

表2. 温度計位置と計測値記号

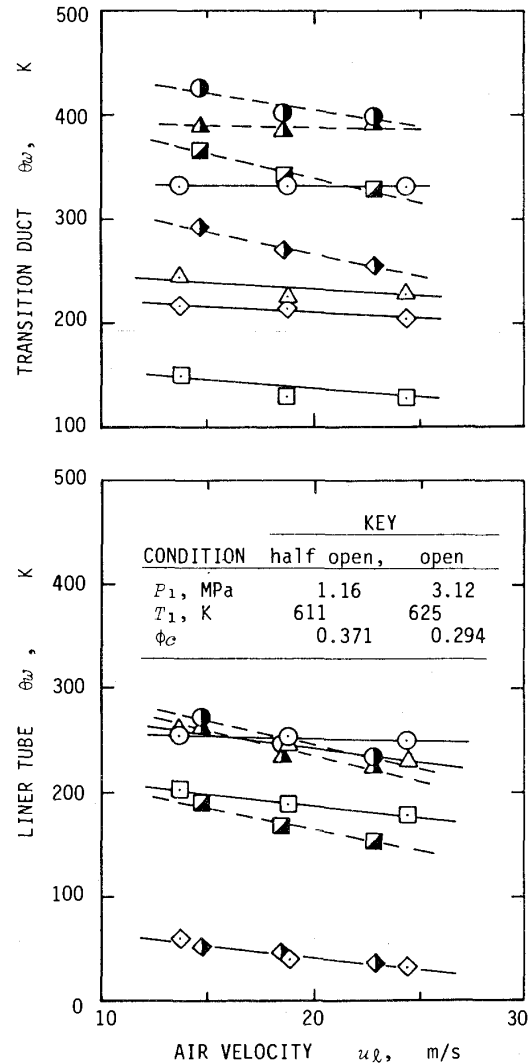
温度計位置*	記号	軸方向距離 x/D **
B	◇	0.70
D	□	1.29
E	△	1.64
G	○	2.35
K	◇	3.53
N	□	3.53
L	○	3.88
M	△	4.18

* 図5参照

** スワロー端部より

風速 u_l (図11) u_l の増大にしたがって全計測点がほぼ同等の勾配で θ_w の低下を示している。 ϕ_c の大きい場合は、その低下割合がやや大きい。

入口温度 T_1 (図12) 装置上の制約から、他の条件を一定にして T_1 のみを広範に変えることができなかったが、 $T_1 > 600$ K では θ_w がやや上昇する

図11. θ_w に対する風速の影響

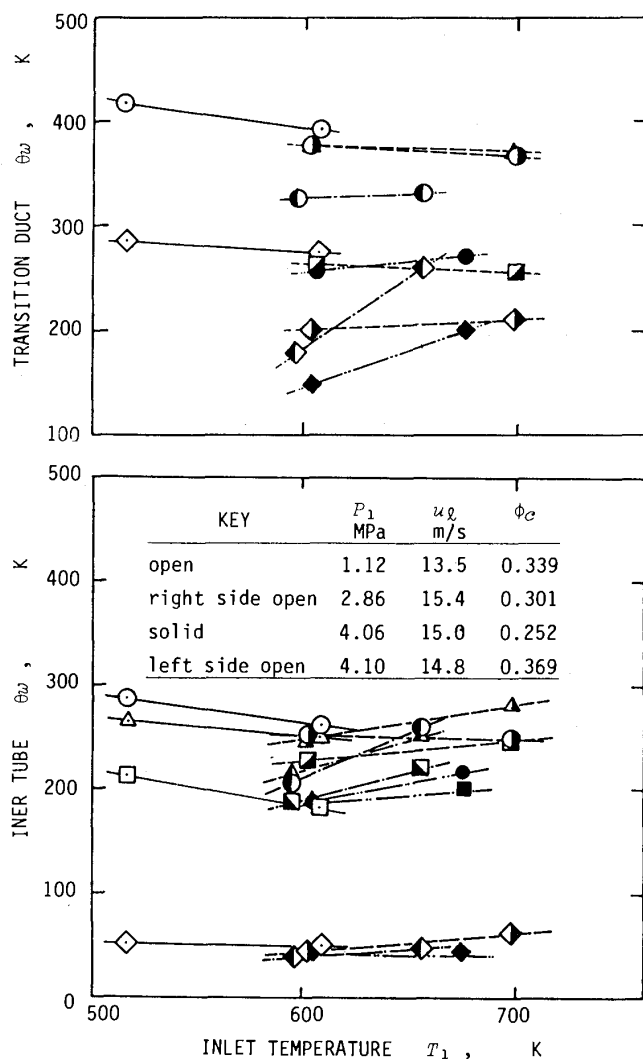
傾向を示す。ただし尾筒部で高温のLやMなどはかえって低下し尾筒全体で均等化する傾向を示す。

入口圧力 P_1 (図13) 全体的な傾向としては $P_1 > 2$ MPa で θ_w は単調に低下する。低下の割合は場所によって異なる。筒部においては、EやGで $P_1 = 1 \sim 2$ MPa の条件でわずかに極大点をもつ傾向がみられる。

当量比 ϕ_c (図14) ϕ_c の増加にたいし、 θ_w は直線的に上昇する。ライナの後部ほどその上昇勾配は大きい。

4.4 出口温度分布に対する各供試条件の影響

燃焼器出口断面での等温線は、計測点が少ないので精密には描き難いが、得られた実測点と周囲境界の条件から大体の傾向をみると、図15に例示するように断面中央内径側(下部)が低温で、後視右側がやや高温であった。

図12. 入口温度変化に対する θ_w

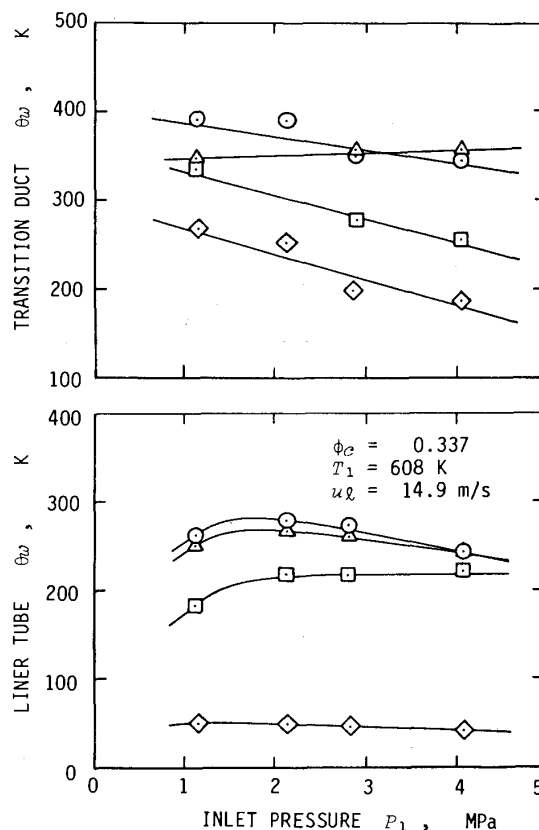
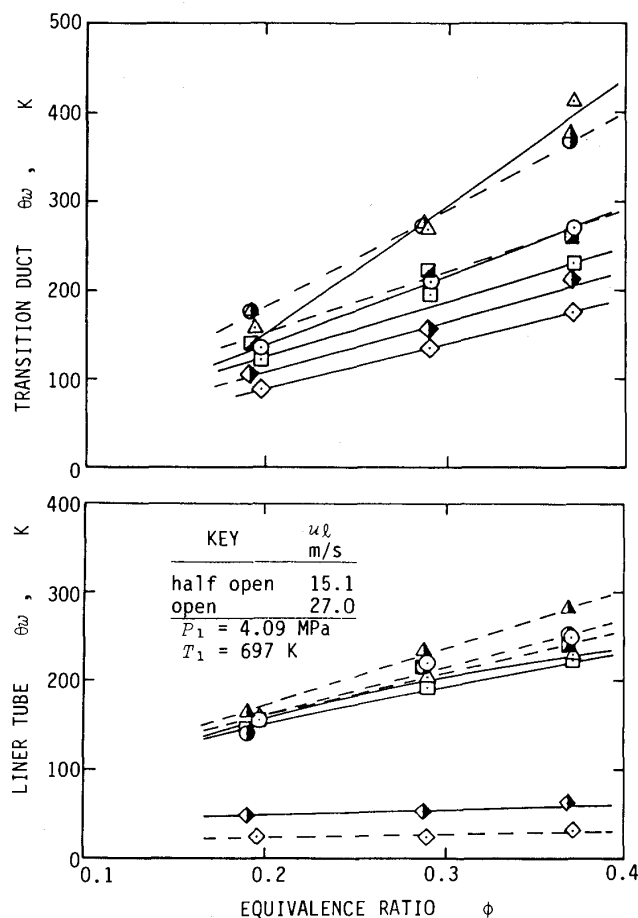
実用燃焼器に要求される性能上、最も重要な出口温度不均一率 δ_t $\left[= (T_{mx} - T_2) / (T_2 - T_1) \right]$ は、各供試条件により次のような変化を呈す。ここで T_{mx} は出口計測中の最高値である。

風速 u_l (図16) 供試圧力範囲全般で u_l が増加すると δ_t は増大する。

入口温度 T_1 (図17) T_1 が上昇すると δ_t は低下する。例外的に δ_t が劣化(増大)する場合もある。

圧力 P_1 (図18) P_1 が上昇すると δ_t がやや低下する傾向を示しているが、 $P_1 > 3$ MPaで δ_t の値が大きくなる。

当量比 ϕ_c (図19) これも比較的ばらつきの多い結果であるが、 ϕ_c が0.25までは ϕ_c の増加につれて δ_t が漸増の傾向を示し、それ以上の ϕ_c ではほぼ一定値となる。

図13. 入口圧力に対する θ_w 図14. 当量比変化に対する θ_w

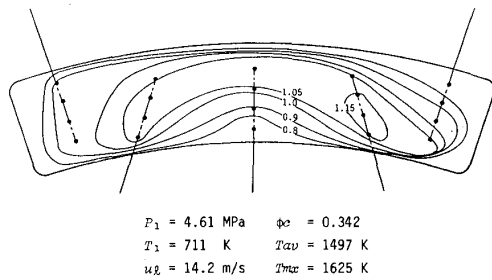


図15. 燃焼器出口断面の温度計測位置と概略の等温線（平均を1.0）

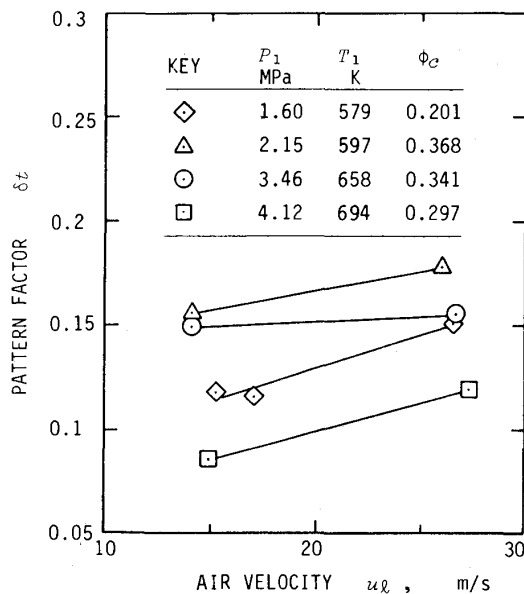


図16. 風速変化に対する δ_t

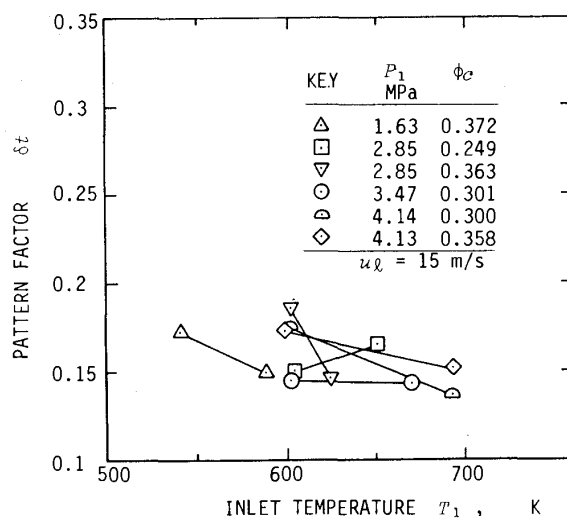


図17. 入口温度変化に対する δ_t

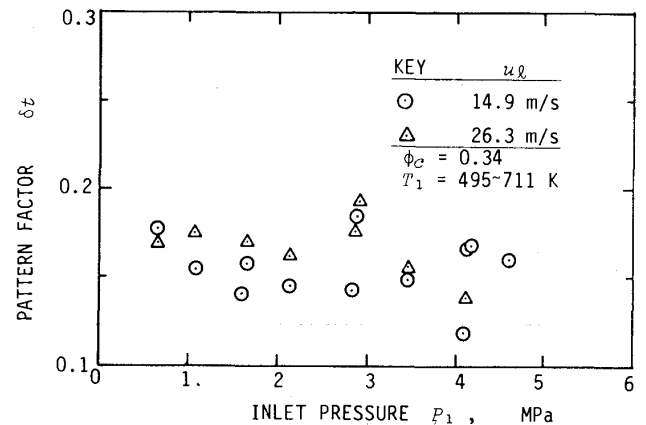


図18. 入口圧力変化に対する δ_t

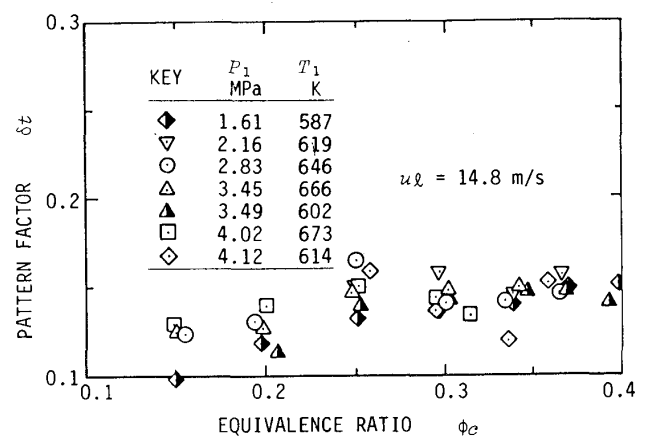


図19. 当量比変化に対する δ_t

5. 検 討

すべての壁温測定値について比較的単純な傾向の影響を示しているのが ϕ_c と u_L である。とくに前者は比較的高温となる燃焼器後半部の温度上昇には、決定的な影響をもたらす。これらの各測定値に対する影響を、

$$\theta_w = A \left(\frac{\phi_c}{\phi_{cd}} \right) - B \left(\frac{u_L}{u_{ld}} \right) + C \quad (1)$$

と表わしてみる。ここで A, B, C は正の任意係数で测温部位によって異なる値をとる。 ϕ_{cd}, u_{ld} は、実機燃焼器の設計点条件で、それぞれ0.406、および27.7である。

ライナ筒部の最高温度を示したG点については、 $A=267, B=19.6, C=39$ として全実験点136ケースについて測定値を $(\theta_w)_m$ 、(1)式による計算値を $(\theta_w)_c$ としてプロットしてみると図20のようになる。同図によると、 P_1 や T_1 の影響を無視した(1)式でも θ_w は±12%以内の精度で表現されることがわかる。

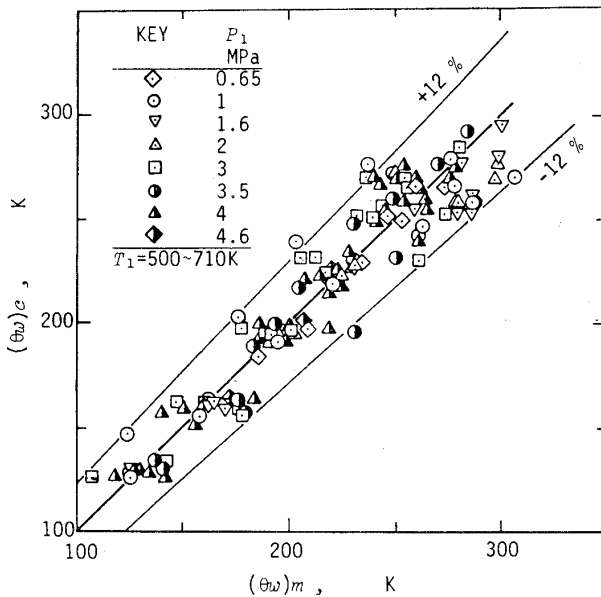


図20. 当量比と風速に関する修正式の値と実測値の比較

さらに、各供試条件の影響を、従来提案されている熱伝達関係式との関連から検討してみる。

燃焼器ライナ薄板表裏の熱平衡は、一般に、

$$q_{c1} + q_{r1} = q_{c2} + q_{r2} \quad (2)$$

で表わされる。ここで熱流束 q の添字 c と r は、それぞれ対流と輻射を、1と2は加熱側と冷却側を示す。通常、膜冷却を行っているライナ板では、 q_{c1} は負、すなわち、加熱・冷却両面共対流冷却が行われている。その際の対流熱伝達率 h は、研究者の多くが、

$$h \propto Re^{0.7 \sim 0.8} \quad (3)$$

を提唱している⁷⁻⁹⁾。(3)式の Re は、冷却面上の風速と圧力に比例するため、今回の u_l と P_1 の効果は熱伝達率を増大させるものとして理解できる。

一方、 ϕ_c の効果は、膜温度の上昇による q_{c1} の増大の効果でライナ加熱に直接的に寄与する。すなわち、Ballalらによれば、冷却膜モーメントム比が充分大きい場合、

$$q_{c1} \propto Re^{0.8} (T_{wad} - T_w) \quad (4)$$

ここで T_{wad} は断熱壁温度で、膜冷却効率 η を導入すると、

$$q_{c1} \propto Re^{0.8} \{ (1-\eta)(T_h - T_1) - (T_w - T_1) \} \quad (5)$$

T_h は膜外側の加熱ガス温度であって $T_h - T_1$ は ϕ_c に比例すると考えられる。したがって $\eta < 1$ の場合にはこの項が大きな影響をもってくる。

輻射の影響は(1)の整理結果から ϕ_c などとの影響と比べて少ないものとしたが、対流冷却熱流束の比較的小さい圧力2MPa以下などの領域では今後の検討が必要である。

尾筒のインピンジメント冷却についても本質的には対流熱伝達が主体¹⁰⁾なので上の供試条件検討の議論が共通にあてはまる。

出口温度不均一率 δ_t に関しては、 u_l や ϕ_c の値が小さく、 T_1 や P_1 の値が大きい場合に δ_t が小さい傾向を示す。その点で従来から知られているそれら供試条件の燃焼促進、または火炎短縮の効果と同一の傾向が表われているとみることができる。ただし、 ϕ_c が0.25以上で δ_t がほとんど増加しないことは、火炎がすでに十分に短いか、均質な状態にあると考えられる。

P_1 が2.8MPa以上で δ_t の値にばらつきが生ずるのは、燃焼、または装置系を含めた流れの不安定性に原因がある。今回の試験では、高圧条件時に燃焼器後部の噴霧冷却器系にかなりの変動があった。その原因として、(1)燃焼器自体の作動不安定、(2)高温ガス中に水を噴射混合する際生ずる圧力変動、(3)高圧圧縮機または冷却水ポンプの変動、脈動の増幅などが考えられたが現段階では明確にできなかった。

いずれにしても、供試燃焼器では上記不安定が解消すれば、 P_1 、 T_1 、 ϕ_c の増加により δ_t の著しい劣化はないといえよう。

6. まとめ

内径85mmの実用形筒形燃焼器を用いて、天然ガス燃料による高圧燃焼試験を行い、ライナ壁温、および出口温度分布について各供試条件因子の影響を明らかにした。供試条件と試験範囲は、

$$\begin{cases} \text{入口温度} & T_1 = 500 \sim 710 \text{ K} \\ \text{入口圧力} & P_1 = 0.6 \sim 4.8 \text{ MPa} \\ \text{代表風速} & u_l = 12 \sim 28 \text{ m/s} \\ \text{当量比} & \phi_c = 0.15 \sim 0.40 \end{cases}$$

である。得られた主要な結果は、

- (1) 燃焼器後部ほど ϕ_c が $\theta_w (=T_w - T_1)$ に大きく

影響し、 θ_w を比例的に上昇させる。

- (2) u_i , および2MPa以上の P_1 の増加は、 θ_w を低下させる。 $P_1 < 2\text{MPa}$ の θ_w に対する圧力の依存性は、場所によって異なり、極大値をもつものもある。
- (3) u_i は小さいほど、 T_1 , P_1 は高いほど温度不均一率 δ_t は小さい傾向にある。
- (4) $\phi_c > 0.25$ では δ_t はほぼ一定の0.15ていどの値となる。
- (5) $P_1 > 2.8\text{MPa}$ では δ_t の値にばらつきが生じた。燃焼、または装置系も含めた流れの不安定性に原因があると考えられる。

謝 辞

本研究は、通産省工技院の前記プロジェクト支援研究の一環として行った。本試験装置の計画・製作・試験実施にあたっては、多くの方々の協力を得た。特に松木正勝元航技研研究官、鳥崎忠雄原動機部長の適切なアドバイスがあった。ここに記して感謝の意を表わす。

参考文献

- 1) 竹矢, 日本ガスタービン学会誌, 8-30(1980-9) pp.3-12.
- 2) Cochran, R. P., et al., ASME Paper 76-WA/GT-4 (1976).
- 3) Greene, W., et al., AIAA-82-0191(1982-1).
- 4) Marsland, J., et al., Twelfth Symp. (Int'l) on Combustion(1970-8) pp.1265-.
- 5) Mori, K., et al., 1983 Tokyo Int. GT Congress, (1983-10) 発表予定。
- 6) 田丸・黒沢, 日本機械学会熱工学講演会(予定)(1983-11).
- 7) Ballal, D. R. & A. H. Lefebvre, ASME Paper 72-WA/HT-24(1972-11) pp.1-11.
- 8) Juhasz, A. J. & C. J. Marek, NASA TN D 6360(1971-7).
- 9) Kretschmer, D. & J. Odgers, ASME Paper 78-GT-90(1978-4).
- 10) Kercher, D. M. & W. Tabakoff, J. Engng Power, Trans ASME (1970-1) pp.73-81.

共催講演会

第24回航空原動機に関する講演会講演募集

開催月日: 昭和59年2月24日(金)

会 場: 機械振興会館地下研修室

問い合わせ: 日本航空宇宙学会

〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館

電話(03)501-0463

申込締切: 昭和58年10月18日(火)

影響し、 θ_w を比例的に上昇させる。

- (2) u_i , および2MPa以上の P_1 の増加は、 θ_w を低下させる。 $P_1 < 2\text{MPa}$ の θ_w に対する圧力の依存性は、場所によって異なり、極大値をもつものもある。
- (3) u_i は小さいほど、 T_1 , P_1 は高いほど温度不均一率 δ_t は小さい傾向にある。
- (4) $\phi_c > 0.25$ では δ_t はほぼ一定の0.15ていどの値となる。
- (5) $P_1 > 2.8\text{MPa}$ では δ_t の値にばらつきが生じた。燃焼、または装置系も含めた流れの不安定性に原因があると考えられる。

謝 辞

本研究は、通産省工技院の前記プロジェクト支援研究の一環として行った。本試験装置の計画・製作・試験実施にあたっては、多くの方々の協力を得た。特に松木正勝元航技研研究官、鳥崎忠雄原動機部長の適切なアドバイスがあった。ここに記して感謝の意を表わす。

参考文献

- 1) 竹矢, 日本ガスタービン学会誌, 8-30(1980-9) pp.3-12.
- 2) Cochran, R. P., et al., ASME Paper 76-WA/GT-4 (1976).
- 3) Greene, W., et al., AIAA-82-0191(1982-1).
- 4) Marsland, J., et al., Twelfth Symp. (Int'l) on Combustion(1970-8) pp.1265-.
- 5) Mori, K., et al., 1983 Tokyo Int. GT Congress, (1983-10) 発表予定。
- 6) 田丸・黒沢, 日本機械学会熱工学講演会(予定)(1983-11).
- 7) Ballal, D. R. & A. H. Lefebvre, ASME Paper 72-WA/HT-24(1972-11) pp.1-11.
- 8) Juhasz, A. J. & C. J. Marek, NASA TN D 6360(1971-7).
- 9) Kretschmer, D. & J. Odgers, ASME Paper 78-GT-90(1978-4).
- 10) Kercher, D. M. & W. Tabakoff, J. Engng Power, Trans ASME (1970-1) pp.73-81.

共催講演会

第24回航空原動機に関する講演会講演募集

開催月日：昭和59年2月24日(金)

会 場：機械振興会館地下研修室

問い合わせ：日本航空宇宙学会

〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館

電話(03)501-0463

申込締切：昭和58年10月18日(火)



第6回エア・ブリージング・エンジン 国際シンポジウムに参加して

日本工業大学 松 本 正 勝
航空宇宙技術研究所 佐々木 誠

1. はじめに

本年6月6日から5日間にわたって、パリにおいて開催された標記の国際会議(6th International Symposium on Air Breathing Engines)に出席する機会を得たので、会議の概要と2, 3のトピックスについて紹介するとともに、同会議と前後して開催されていた第35回パリ航空ショーの印象についても簡単に触れたい。

2. 全 般

標記のシンポジウムは Air Breathing Engine すなわちジェット・エンジンのように大気を吸込

んで燃焼を行う形式の航空用推進機関(従って酸化剤として空気を使わないロケット・エンジンは除外される)に関する国際的な専門会議である。本シンポジウムの歴史については、難波らによる解説⁽¹⁾があるので詳細は省略するが、1972年に第1回会議がフランスのマルセイユで開かれて以来、イギリス、西ドイツ、アメリカ、インドと開催国を変えて、ほぼ2年に1回の割で開かれて来ている。今回の第6回会議は再びフランスに戻り、恒例のパリ航空ショー(5月27日~6月5日)と会期を接して開催された。

表1 第6回 I S A B E 発表論文分類

セッション名 \ 筆頭者国名	アメリカ	中国	フランス	インド	イギリス	日本	チェコ	西ドイツ	そ の 他	合計
Keynote Lectures	3		1					1	カナダ1	6
Ramjets/Rockets	1					2				3
Combustors	3		2		1			1	イスラエル, 南アフリカ スウェーデン 各1	10
Gas Dynamics		3	1						カナダ, ギリシャ 各1	6
Flame Stabilization		3	1		2				イタリア1	7
Inlet Aerodynamics	3	1							オーストラリア1	5
System Performance	3	1				2		1		7
Flow Computations		4	2			1				7
Controls/Diagnostic	5								ソ連1	6
Transonic/Supersonic Cascades	1		1				1		ギリシャ1	4
Engine Dynamics/Testing	2	1	1		1				リベリア1	6
Axial Compressors	5	1							ギリシャ1	7
Technology		1	1	1					イスラエル, エジプト各1	5
Compressors/Turbines				2			1	1	エジプト1	5
Structural Integrity			1	2			1			4
Stalled Flow	1		1	1	2				ベルギー1	6
Stresses/Vibrations	1			1		1	2			5
合 計	28	15	12	7	6	6	5	4	16	99

(昭和58年8月4日原稿受付)

今回の会議は、ISABE (International Society for Air Breathing Engines), AAAF (Association Aéronautique et Astronautique de France), ICAS (International Council of the Aeronautical Sciences) および AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) の共催とのことであるが、実質的には前2者により運営されているようであった。会場はパリ7区のユネスコ本部のすぐ裏手でエッフェル塔にも近く、閑静なビル街の一角である。今回は、19カ国より、6件の特別講演 (Key-note Lecture) を含め合計99編の発表が行われた。その国別、テーマ別の分類を表1に示す。ただし、本表は最終プログラムにより作成したもので、著者欠席等のため実際には口頭発表が行われなかったものが数編含まれる。前刷りは、Symposium Papers として1冊にまとめられ、AIAAの刊行物の形になっている⁽²⁾。もっとも一部の前刷りは、この合本に間に合わなくて、当日別刷として配布された。会議用語は英語およびフランス語で、相互の同時通訳が行われた。

国別発表件数ではアメリカが28件で第1位である。しかしながらアメリカの絶対優勢ではなく、フランス(12件)、イギリス(6件)、チェコ(5件)、西ドイツ(4件)等ヨーロッパ諸国からの発表や、中国(15件)、インド(7件)、日本(6件)等アジア諸国からの発表も多く、アフリカや中東あるいはソ連からの発表もあるというように、参加国が広い範囲にわたっていることが本シンポジウムの一つの特徴になっている。このため、これらアメリカ諸国の研究動向と技術レベルを知るとともに、これらの国々からの研究者との交流を深めることのできる貴重な機会であった。特に中国は今回の会議において件数ではアメリカに次いで第2位であり、また次回1985年の会議を北京に招請することによって、この分野の研究強化に対する研究者の熱意と政府の支援が推察された。

3. 講演内容

開会日の午前中と、その他の日の午前第1番は特別講演 (Keynote Lecture) に当てられ、次の6件の発表があった。

(1) フランスのSNECMA社のA・Habrardによる最近の航空エンジン技術の進歩を展望したもの。

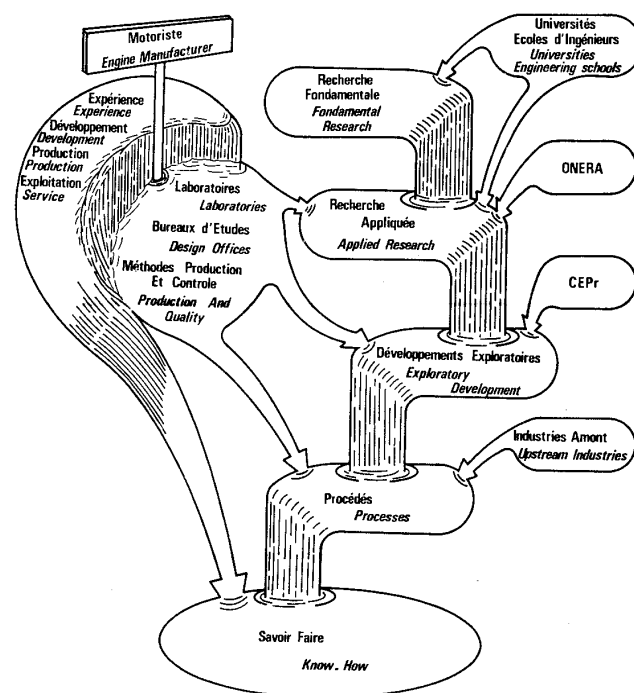


図1 フランスのエンジン・メーカーと大学及び国立研究機関とのパートナー・シップ

空気力学、空力弾性、燃焼、高温部設計、構造設計、材料及び加工、騒音、制御等の各分野について、フランスにおける理論解析と実験的研究の現状が紹介された。この中でフランスのエンジン・メーカーと大学及び国立研究機関 (ONERA, CEPr) との協力関係を図1のようなイラストで説明しているのが興味深い。

(2) アメリカのNASAのJ.L. Kerrebrockによる輸送機需要の将来予測とそれに適用されるべき新しい推進システムの開発に関する展望。近い将来の大型/中型亜音速輸送機、小型コンピュータ機及び超音速輸送機について、それぞれ実現の可能性のある推進システムを挙げて、それによる燃料消費の改善を予測している。例えば $M=0.8$ の中距離亜音速輸送機ではNASAの E^3 ターボファンをベースにして、バイパス比10～15クラスのアドバースト・ターボファンで約13%の、また単列のアドバースト・ターボプロップで約20%、反転式2列のアドバースト・ターボプロップで約30%の燃料消費の低減が可能と予測し、最近の解析技術、材料技術、計測技術および試験設備の進歩がその実現を可能にしつつあると

述べている。

(3) カナダの Laval 大学の J. Odgers らによる航空燃料の物性が排ガス成分に及ぼす影響を論じたもの。タールサンド、オイルシェール、石炭等から得られる代替航空燃料の使用がガスタービン・エンジンの排ガス成分に及ぼす影響を、燃焼モデルにより検討し、カーボンの増加が最も重要であると結論している。

(4) 西ドイツの MTU 社の Heilmann による、ジェットエンジンの構造設計の進歩と将来への展望を述べたもの。

(5) アメリカの Rohr 社の A. A. Mikolajczak 及び Grumman 社の R. L. Grassman らによるナセル設計と塔載性能に関する展望。前半で、輸送機用のポッド・タイプのナセルについて、ナセル回りの空力問題、ナセル内でのノイズの低減、スラスト・リバーサー、ナセルによるエンジン荷重の分担、ナセル重量等を論じ、後半では戦闘機用エンジンのインレット及び排気システムについて展望している。この中でナセルの摩擦損失を抜本的に減少させる方法として、DC9-80 のナセルを例にとってサクションによる層流境界層制御を実施した計算例を示している(図2)。この計算例では、サクションのためのポンプ仕事及び重量増による損失を差し引いても、約 2.7% の SFC の改善になるとしている。

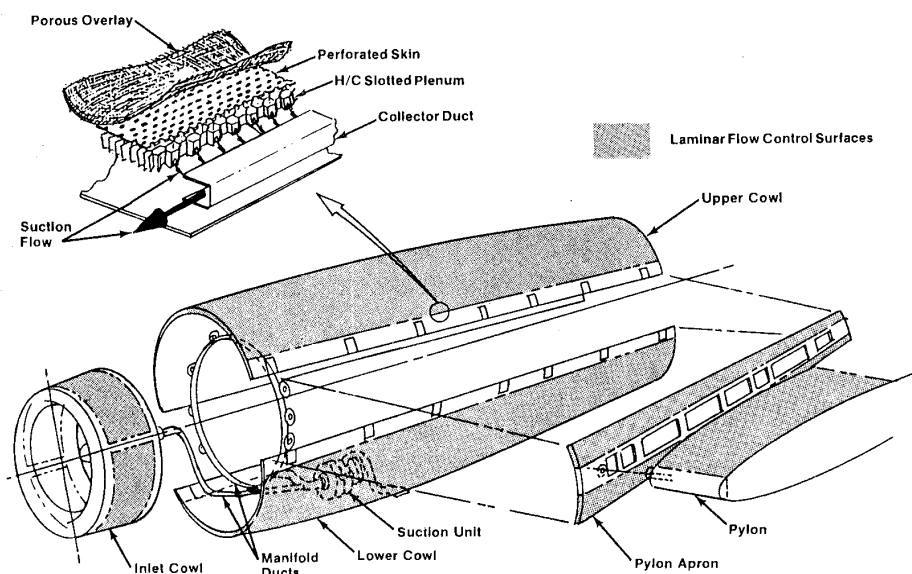


図2 DC9-80 のエンジン・ナセル及びパイロンの層流境界層制御構想

(6) アメリカの AEDC の B. A. Reese によるエンジン高空性能の地上シミュレーションに関する展望。開発段階における高空性能試験の重要性和問題点を述べるとともに、AEDC で建設または計画中的の新設備 Aeropropulsion System Test Facility 及び Turbine Engine Load Simulator について紹介している。

これら特別講演の内容の多くは既に他の文献等で知られている題材であるが、やはり当事者による直接の発表に接すると印象も強く、航空エンジンの将来を考える上の示唆を受けることも多かった。

一般講演は表1に示す通り16のセッションに分類され、2室に別れて並行して進められた。テーマは航空用エンジン及びその関連技術分野を網羅している。筆者らはその一部を聴講したのみであるので、ここでその全体を紹介することはできないが、筆者らが聴講したもののうち、特に興味深かったものを列挙すると、

- NASA Lewis Research Center の燃焼関係の研究の最近の成果 (Paper No 83-7004)
- GE 社の CF6-50 エンジンについて Cost Effective Performance Restoration を目指した整備方式の進歩 (83-7031)
- NASA におけるエンジン制御関係の最近の研究成果の紹介。制御理論、実時間シミュレーション、電気・光学式制御要素 (光学式温度センサー、アクチュエータ)、Integrated Control, Stall Recovery Research 等を含む (83-7039)
- 風試模型用シミュレータ・エンジンの開発例 (83-7047, 83-7049)
- 多孔ピトー管の先端に Kulite 圧力センサーを埋め込んだ高応答、計算機制御の三次元非定常流れ計測用プローブの開発 (83-7050)

- ・前面面積当りの流量が 195 kg/s/m^2 の遷音速単段圧縮機の開発例。チップ・クリアランスの影響、ケーシング壁または動翼上のボルテックス・ジェネレータの効果を含む(83-7052)
 - ・遷音速タービンの動翼間の非定常流れの、2焦点レーザー流速計による計測例(83-7066)
- 等がある。

筆者らは、System Performance セッションにおいて、航技研低騒音 STOL 実験機の推進システムについて、その特徴、開発経過および地上試験結果に関する発表を行った。わが国からの発表は、この他にラム・ロケットの燃焼に関するもの2件、中間冷却器付ターボファン・エンジンの性能計算、スピナまわりの流れの数値計算、入口及び出口乱れによる動翼振動について各1件の発表があった。

今回中国からの発表が15件あったが、内容は、内部流れの理論解析に関するものが半数以上で1番多く、その他には、保炎器、インレット・ディストーション、翼列設計、エンジンのダイナミック・モデルに関するもの等があった。

4. 見学等

会議の行事の一環として、会期中日の午後に ONERA と SNECMA への見学が企画され、それぞれ50名程度の参加者があった。ONERA の方は、パリ南方の Palaiseau にあるエネルギー部門の見学で、おなじみの Fabri 氏らの案内で同所の圧縮機試験設備、燃焼試験設備、冷却タービン翼試験設備等を見て回った。SNECMA の方は、同じくパリ南方の Villaroche にある同社の主力工場で、CFM56 の組立状況、新設のエンジン・テストセル及び計測制御室等の見学が行われた。

同日の夕方は、ブローニュの森の入口の Porte Dauphine でバンケが開かれた。同伴夫人連も交えて、10人掛けテーブルに順不同で座っての夕食会である。この席で、前日の Committee Meeting で I S A B E の会則が採択されたこと、今回の会議を北京で開く方針が決ったことなどが報告された。

5. パリ航空ショー

前述のように今回の会議は恒例のパリ航空ショーと会期を接して開催され、会議の参加登録料の

中に航空ショーの参加券が含まれている便宜もあって、閉幕直前の会場をかけ足で見て回ることが出来た。周知のようにパリ航空ショーは1909年以来の伝統を誇り、今年は第35回に当る。この模様は多くの専門誌に報道されているので詳細は省略するが、筆者らにとって大きな収穫は、NASA の STOL 実験機 Q S R A の実物を身近に見て、その実験機に徹した簡素な作りを確かめるとともに、同機の軽快なデモ・フライトを見物する機会に恵まれたことである。同機は航技研の STOL 実験機と同様 U S B 方式の4発機であり、文献等ではいまひとつ明確でない高揚力デバイス(ボルテックス・ジェネレータ)の形や配置を確認し、かつ飛行試験担当者の自信にあふれる話を聞くことができて得るところが大であった。その他には、同じく NASA の スペールシャトル・エンタープライズを背負った B 747 の悠然としたフライトや、ヨーロッパ製戦闘機群の華麗で騒々しいデモ・フライトが印象に残る。屋内展示は膨大な数であるため、短時間の見物では全体を見渡すことは困難であるが、エンジン関係では、アメリカの GE 社、フランスの SNECMA 社が、CF6-80、CFM-56-3 等の新型エンジンの展示、イギリスの RR 社が RB211-535E4 エンジンや新技術部品の展示、Turbomeca、Lycoming 等の中堅メーカーがそれなりに特色ある展示を行っていたのに対し、最大手の PWA 社が今回はエンジン関係の展示を取り止めたのが、各社の航空ショーに対する熱意の差として受け取られた。日本からは、航空宇宙工業会の取りまとめで、機体メーカー、エンジンメーカー、機器メーカー等合わせて17社の出品があった。

6. あとがき

今回の会議には、わが国から筆者らの知る範囲でも大学関係で3名、国立研究所2名、メーカーから4名の計9名の参加があった。前述のように本シンポジウムは、特別講演等により、アメリカを中心とした先進諸国の研究機関や有力企業の研究者による最新技術の展望を聞くことができると同時に、一般講演においてアメリカ以外の諸国の研究状況をも広く知ることができる点で、貴重な機会と言える。次回は距離的に近い北京とのことで、わが国からさらに多くの参加が期待される。

文 献

- (1) 難波・寛, ターボ機械, 10-11 (昭57-11), 657.
 (2) M. Pianko & F. S. Billig, Sith Inter-

national Symposium on Air Breathing Engines, Symposium Papers (1983), AIAA. (収録論文 AIAA-83-7000~7082).

消 息 欄

記憶の良い会員の方は本年3月号の学会誌に豊田中央研究所の棚沢泰氏が寄せられた『極限状態での「ネー20」』と題する随筆を覚えて居られる事と思います。その中で氏は, Robert C. Mikesch 著 "KIKKA" (Nomogram Aviation Publications, Mass., 1979) の事を紹介されるとともに, 同書の中で late Dr. of Engineering, Tokiyasu Tanegashima という誤述をみて驚かれたと書いておられます。

周知のように種子島氏は本会名誉会員であり, 御健在で御活躍中であることから, 同氏と旧知の間柄にある私が発行元であるNomogram社に誤りを指摘した手紙を送付したところ, 著者の Mikesch 氏と発行人の Hitchcock 氏から丁寧な陳謝文が私と種子島氏宛に届きました。ただし, 肝心の誤りの原因については著者も今では解らなくなっているということではっきりしませんが, 大変恐縮している様子が理解できました。

私達も, これを他山の石として海外の事を書く時には特に気を付けねばならぬと考えさせられた事であります。

(会員TS生)

死 去 会 員

正 会 員 岡 田 茂 君 38才 石川島播磨重工業㈱
 昭和58年7月19日 逝去
 ご 遺 族 小金井市貫井北町3-7-5
 岡 田 さき子 殿

本会に関する記事

昭和47年6月 入会

謹しんで哀悼の意を表します。

文 献

- (1) 難波・寛, ターボ機械, 10-11 (昭57-11), 657.
 (2) M. Pianko & F. S. Billig, Sith Inter-

national Symposium on Air Breathing Engines, Symposium Papers (1983), AIAA. (収録論文 AIAA-83-7000~7082).

消 息 欄

記憶の良い会員の方は本年3月号の学会誌に豊田中央研究所の棚沢泰氏が寄せられた『極限状態での「ネー20」』と題する随筆を覚えて居られる事と思います。その中で氏は, Robert C. Mikesch 著 "KIKKA" (Nomogram Aviation Publications, Mass., 1979) の事を紹介されるとともに, 同書の中で late Dr. of Engineering, Tokiyasu Tanegashima という誤述をみて驚かれたと書いておられます。

周知のように種子島氏は本会名誉会員であり, 御健在で御活躍中であることから, 同氏と旧知の間柄にある私が発行元であるNomogram社に誤りを指摘した手紙を送付したところ, 著者のMikesch氏と発行人のHitchcock氏から丁寧な陳謝文が私と種子島氏宛に届きました。ただし, 肝心の誤りの原因については著者も今では解らなくなっているということではっきりしませんが, 大変恐縮している様子が理解できました。

私達も, これを他山の石として海外の事を書く時には特に気を付けねばならぬと考えさせられた事であります。

(会員TS生)

死 去 会 員

正 会 員 岡 田 茂 君 38才 石川島播磨重工業㈱
 昭和58年7月19日 逝去
 ご 遺 族 小金井市貫井北町3-7-5
 岡 田 さき子 殿

本会に関する記事

昭和47年6月 入会

謹しんで哀悼の意を表します。

文 献

- (1) 難波・寛, ターボ機械, 10-11 (昭57-11), 657.
 (2) M. Pianko & F. S. Billig, Sith Inter-

national Symposium on Air Breathing Engines, Symposium Papers (1983), AIAA. (収録論文 AIAA-83-7000~7082).

消 息 欄

記憶の良い会員の方は本年3月号の学会誌に豊田中央研究所の棚沢泰氏が寄せられた『極限状態での「ネー20」』と題する随筆を覚えて居られる事と思います。その中で氏は, Robert C. Mikesch 著 "KIKKA" (Nomogram Aviation Publications, Mass., 1979) の事を紹介されるとともに, 同書の中で late Dr. of Engineering, Tokiyasu Tanegashima という誤述をみて驚かれたと書いておられます。

周知のように種子島氏は本会名誉会員であり, 御健在で御活躍中であることから, 同氏と旧知の間柄にある私が発行元であるNomogram社に誤りを指摘した手紙を送付したところ, 著者のMikesch氏と発行人のHitchcock氏から丁寧な陳謝文が私と種子島氏宛に届きました。ただし, 肝心の誤りの原因については著者も今では解らなくなっているということではっきりしませんが, 大変恐縮している様子が理解できました。

私達も, これを他山の石として海外の事を書く時には特に気を付けねばならぬと考えさせられた事であります。

(会員TS生)

死 去 会 員

正 会 員 岡 田 茂 君 38才 石川島播磨重工業㈱
 昭和58年7月19日 逝去
 ご 遺 族 小金井市貫井北町3-7-5
 岡 田 さき子 殿

本会に関する記事

昭和47年6月 入会

謹しんで哀悼の意を表します。



高温高速回転試験装置 (HTDU)

高効率ガスタービン技術研究組合技術室 手 島 清 美
高効率ガスタービン技術研究組合技術室 青 木 素 直
(株) 三 菱 重 工 業 福 江 一 郎

ナショナルプロジェクト「ムーンライト計画」の一環として、高効率ガスタービンの開発が進められているが、昭和57年12月高温高速回転試験装置（以下 HTDU と略称する）が完成したのでその概略を紹介する。

昭和53年からスタートしたこの開発計画はパイロット機で総合熱効率 50% 以上（中間目標）プロト機で同 55%（最終目標）を達成しようとするものである。この様な高い熱効率を実現するためにコンバインドサイクルとし、ガスタービンは 2 軸レヒート型で低、高圧圧縮機の上に中間冷却器を有し、さらにタービンは高、中、低圧タービンを有するものである。このガスタービンの開発にあたっていくつかの確認試験、実証試験が実施されるが本 HTDU はガスタービンの心臓部とも言える高圧タービン部分の空力・冷却性能試験および高温実証試験を行うための装置である。

現在パイロット機の開発が進められており、HTDU においても同機の高圧タービン部の試験が実施され所期の目的を達成している。

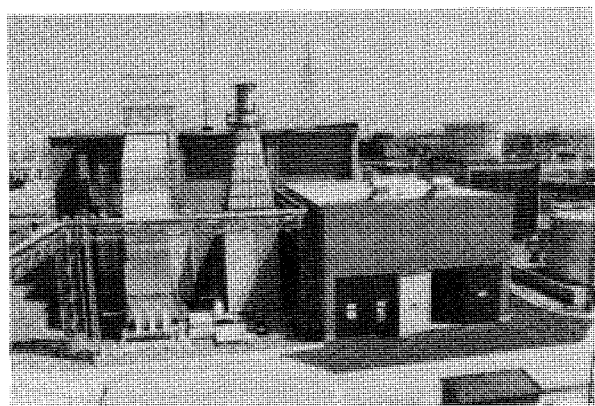


Fig. 1. 試験設備全景

（昭和58年8月9日原稿受付）

1. 試験設備全体

Fig. 1 は試験設備の全景である。本設備は三菱重工高砂製作所内に建設されている。手前右側の建屋に試験機が設置されており、その奥の建物は空気源設備である。さらに制御及び計測室はこの建物の 2 階にある。手前左側の角ダクトは排気用ダクト、その右側は吸込サイレンサである。

Fig. 2 に本設備の系統図を示す。空気源圧縮機の容量は圧力比 16、空気流量 50 kg/s であり、30,000 kw ガスタービンによって駆動される。主流空気は温度 360℃、圧力 11 ata でオリフィス及び入口絞り弁を有するラインによって供試タービンに導かれる。排気は背圧調整用の出口絞り弁を経て放出される。

冷却空気およびシール空気は主空気ラインから分岐された翼冷却空気ラインによって導かれるがこれは更に 3 分され、それぞれにオリフィスと流量調節弁を介して所定の箇所に供給される。尚タービン排気側ストラットの冷却用および後部軸受シール用空気は空気源駆動用ガスタービンからの抽気エアを用いている。本試験設備の最大の特長はパイロット機の高圧タービン部分だけを取り出して試験するため、空力・冷却性能を詳細に調べることが出来るだけでなく、回転数及びガス温度は実機と同一に出来る（但し圧力は同一には出来ない）ので実機との対応が比較的つき易いことである。

ちなみに今回の試験ではガス温度 1,300℃、タービン回転数 8,500 rpm とこれも実機と同じ条件である。

2. HTDU 本体

Fig. 3 に HTDU 本体の組立断面図を示す。

本試験機では燃焼器及び高圧タービン部は内側ケーシング、ロータ・ディスクを含めてパイロットと同じ形状、材質のものが試験される。

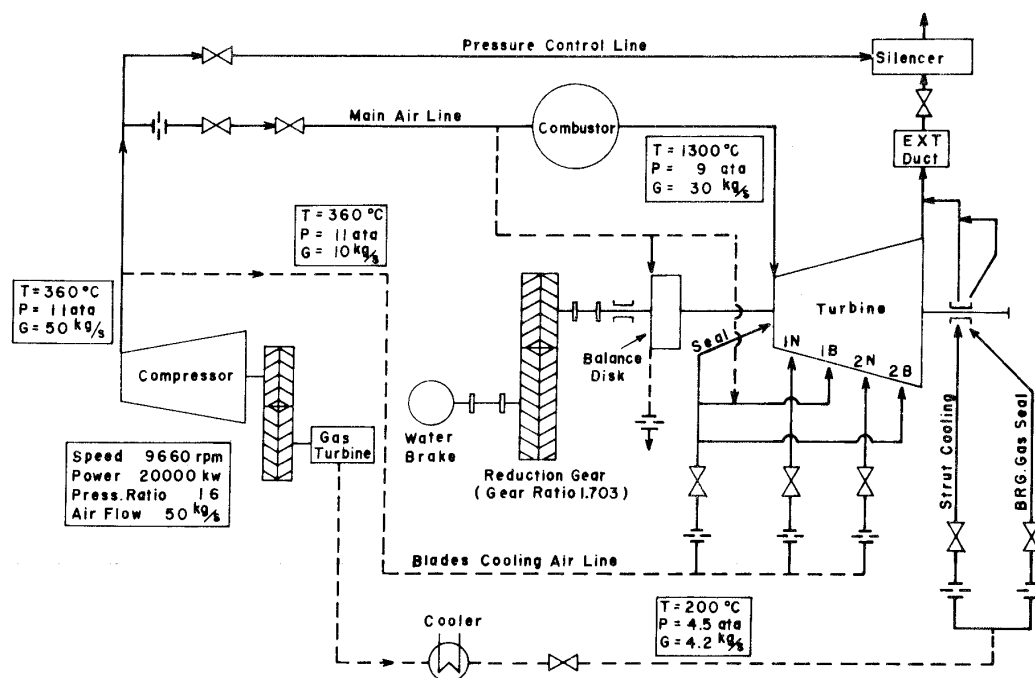


Fig. 2. 設備系統図

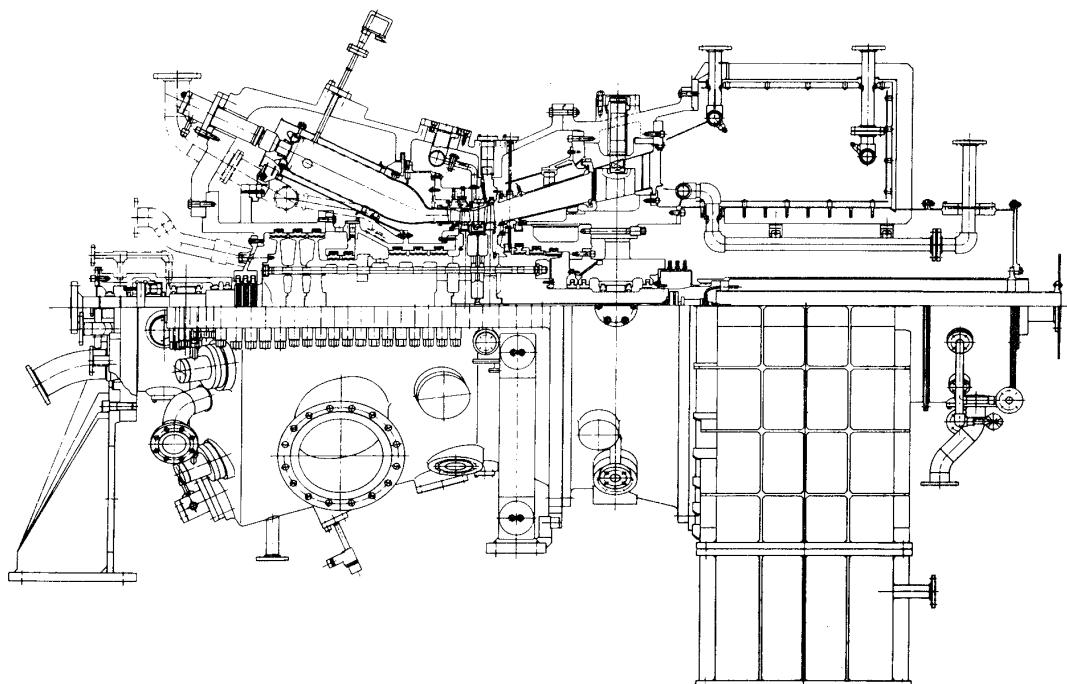


Fig. 3. 組立断面図

Fig. 4 は試験機主要部の外観図, Fig. 5 は燃焼器部分を示す。燃焼器は多缶形で10缶, 各燃焼器は流入空気の流れが均一になる様に, それぞれ外筒でおおわれている。燃料は実機では天然ガスが使用されるが HTDU では灯油が用いられ燃料ポン

プよりタービン流量計を介して供給される。

Fig. 6 は上半ケーシングを外したものでロータおよびタービン翼部を示す。タービンは2段構成で第2段動翼はチップシュラウド付である。

入口ガス温度が実機なみと非常に高いのに比べ

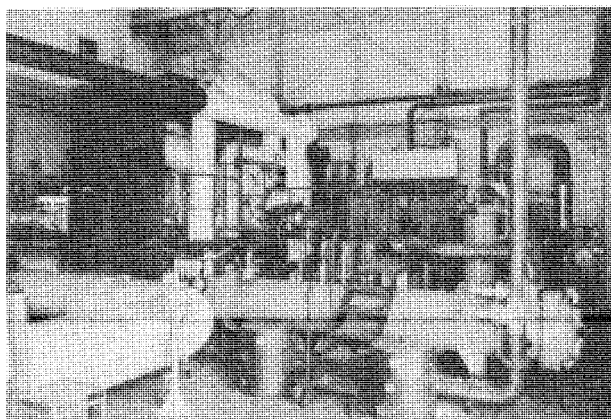


Fig. 4. 試験機主要部の外観図

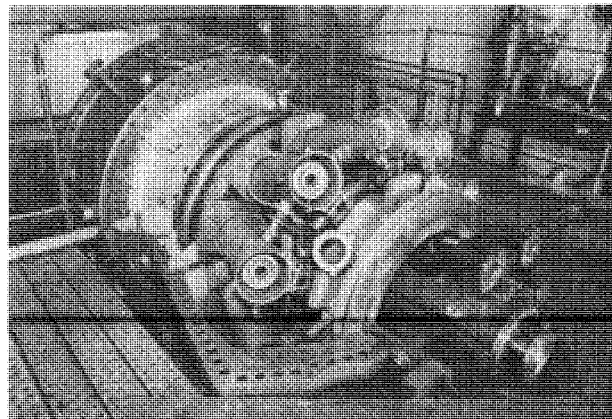


Fig. 5. 燃焼器部

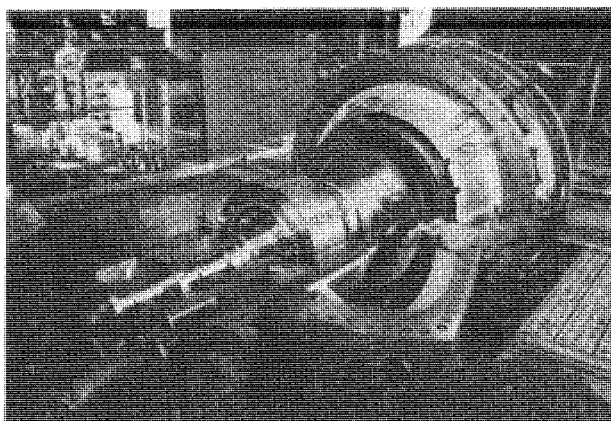


Fig. 6. ロータおよび動翼部

圧力比が小さいので排気ガスは出口ケーシング内で水噴霧冷却され約 300℃まで下げられた後排気ダクトから排出される。

運転操作および監視はすべて制御室にある監視制御盤を通じて行われ、それを Fig. 7 に示す。右奥側は空気源関係の操作盤、中央のパネルは HTDU 監視制御盤であり、さらにその左側にデータ解析装置がある。

3. 計測関係

性能に関する計測の概要は次のとおりである。

配管系における圧力、温度および流量の計測は

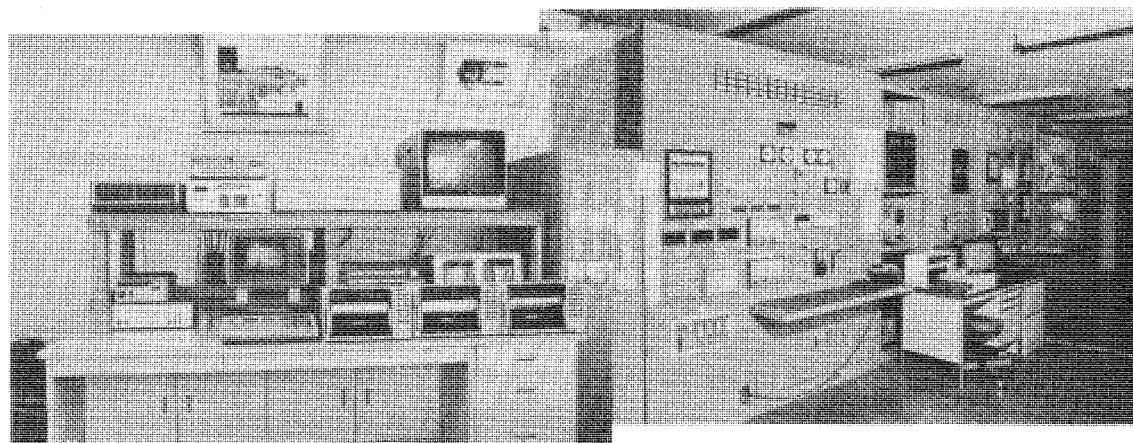


Fig. 7. 操作および監視盤

Fig. 2 に略記してある。タービン出力は減速機を介して水動力計によって計測される。

HTDU 本体では特にタービン部の性能計測を重点的に行っており Fig. 8 は圧力・温度の計測位置および点数を示す。特徴的なものとしては第 1 段

静翼では、平均半径上の前縁部に全圧管および熱電対が取継付けられており、更に翼面に 3 点の熱電対を埋設してメタル温度の測定を行っている。第 2 段静翼でも同じく 3 点の熱電対を埋設している。動翼については 1, 2 段とも翼面に 3 点の熱

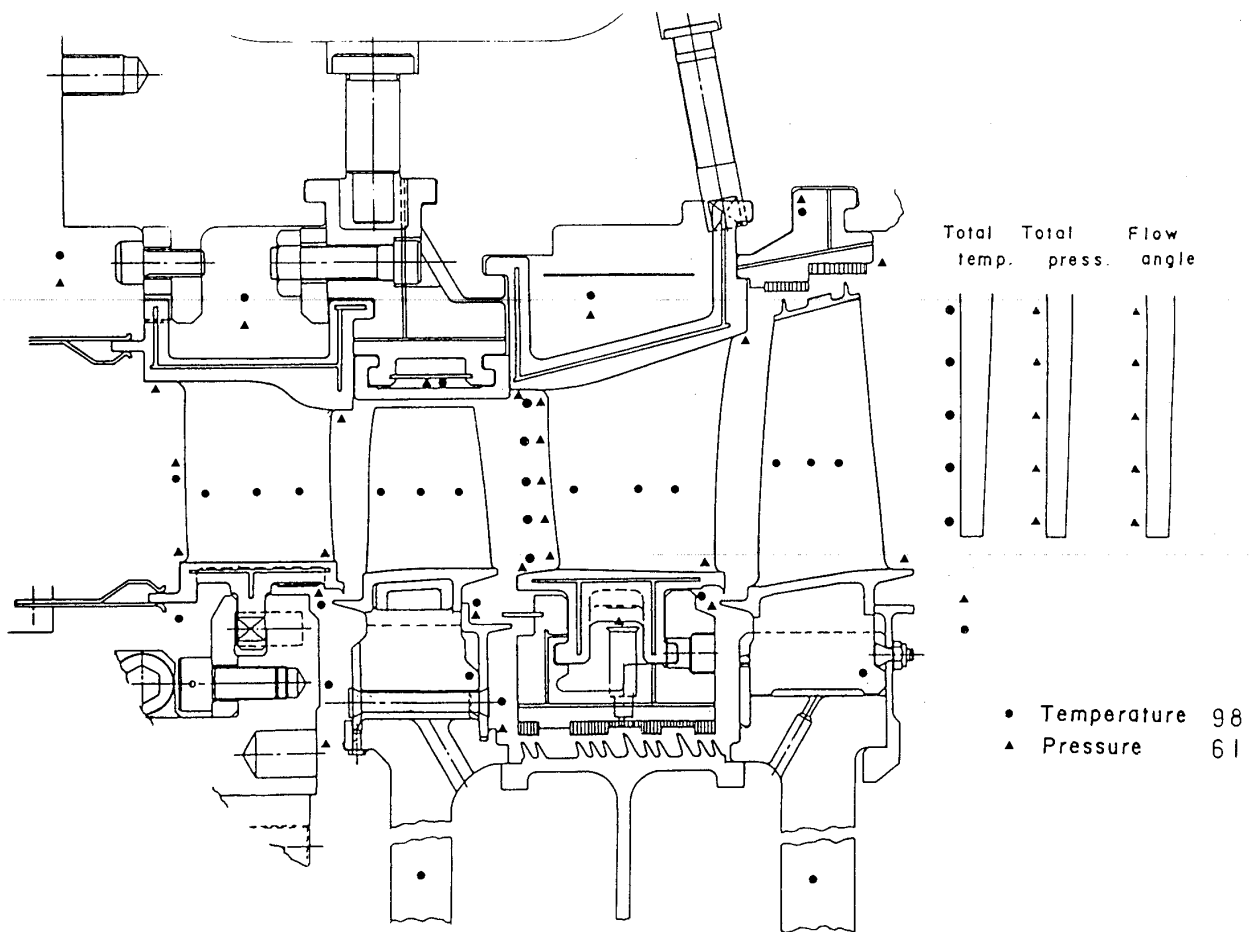


Fig. 8. 主要部温度および圧力計測点

電対を埋設している。この場合導線はロータ中心部に導かれ、軸中心を通過してスリップリングに接続され、温度信号はそこから外部に取出している。

段間での状態量の測定としては、1, 2段の動翼出口で半径方向の圧力・温度分布をそれぞれ5点のくし形プローブによって測定している。更に2段動翼出口では同じく5点のくし形3孔プローブによってスワール分布を計測している。冷却空気およびシール空気の状態量は出来るだけ供給端に近い箇所で測定するように配慮している。そのほか翼環、プラットフォーム、ディスク・キャビティでの計測など合わせると、主要計測点数は温度で98点、圧力で61点の測定を行っている。さらにタービン各部に分配される冷却空気、シール空気

流量の計測点数は15ヶ所におよんでいる。

これらの諸データはコントローラを介して解析装置に取り込まれ直ちに解析され、その結果は、CRT上にディスプレイされる。これに基づいて次の運転条件を設定する事が出来るので試験を能率的に進める事が出来る。

以上高温高速回転試験装置についての概要を紹介したが、冒頭に述べた如く、既に本装置を使って第1次のHTDU試験を完了している。さらに第2次試験の計画を進めており、今後とも本装置を活用してガスタービン技術の向上に資してゆきたい。

1. 概要及びその仕様

本試験機の外観を写真1に、その主な構成を図1に示す。本試験機の主要部は、アルミナ粒子（80メッシュ）を熱媒体とする二槽の流動層恒温槽からなり、アルミナ粒子は、下部分散板（多孔板）を通して送入された圧縮空気によって流動化している。高温槽のアルミナは、炭化硅素発熱体で外熱式に加熱され、低温槽のそれは、シース・ニクロム線で内熱式に加熱され、それぞれ一定の温度（例えば、1088℃と316℃）に維持されている。一方、試験片自動移動装置により、二組の試験片を両槽に交互に一定時間（例えば3分間）浸漬し、加熱・冷却を繰り返す。これに応じて、試験片に熱ひずみを繰り返し与え、熱疲労を行う試験機である。

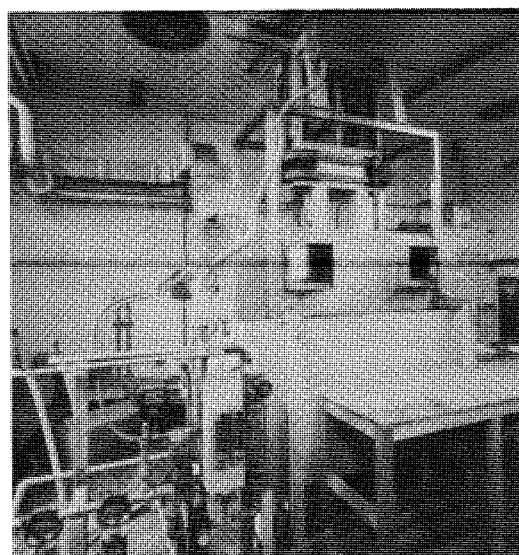


写真1. 流動層式熱疲労試験機の外観

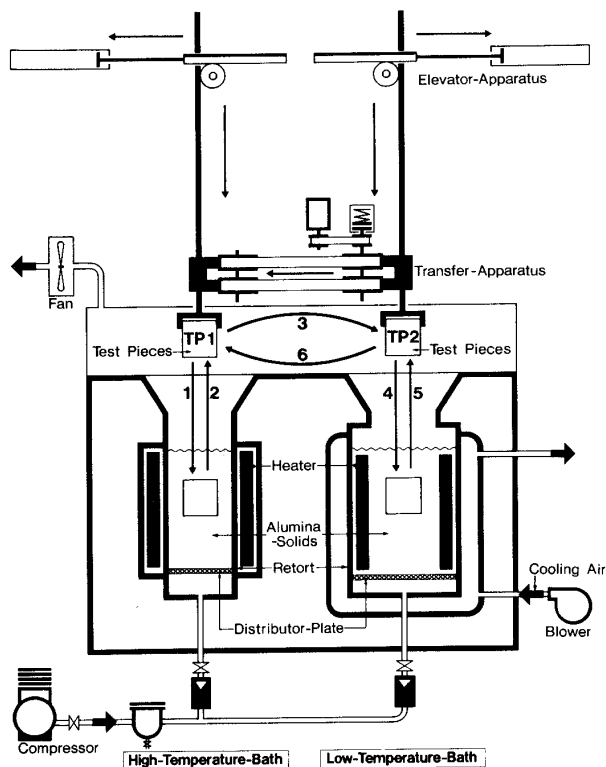


図1. 流動層式熱疲労試験機の構成

（昭和58年8月1日原稿受付）

流動しているアルミナ粒子は、その熱容量と熱伝達の点から、加熱冷却速度を大きくする特性を有する。流動層でなく、単なる高温と低温の炉を用いると、試験片の挿入により、炉の温度が、低下または上昇して所定の温度に達するまでの時間が長くなり、また不均一に温度変化する。また、用いる試料の量により温度対時間のパターンが変化して不便である。低温槽は、高温槽で加熱された試験片が浸漬するので、冷却ブローで外側から空冷できるようになっている。

本試験機は、上述の他に、温度制御記録装置、空気量制御装置、各種安全装置、ダクト及び排気ファン、コンプレッサー、及び操作盤等から成り、長時間の無人操作でも、十分安全が確保されるように設計されている。現在流動粒子の飛散を防止するために、本試験機の周りにガラス・ウールのカーテンの取り付けを考慮している。

主な仕様を表1に示す。高温槽でも、流動アルミナ粒子の±5°の均一領域は、180mmφ×300mm以上と広く、2.5kgの試験片（12枚の試験片とジグ）を

表1. 主 な 仕 様

Classes	High temperature bed	Low temperature bed
Retort	Inconel #601	SUS 304
Size	225 mm ϕ	260 mm ϕ (350 mm ϕ)
Electric source	200 V, 40 kW	200 V, 12 kW
Temperature range	700 °C~1150 °C	100 °C~400 °C
Uniform domain	180 mm ϕ x300 mm	200 mm ϕ x300 mm
Its fluctuation	± 5 °C	± 3 °C
Return speed to bed temperature	2.5 kg specimens 300 °C \rightarrow 1100 °C within 4 min	2.5 kg specimens 1100 °C \rightarrow 300 °C within 4 min.
Fluidizing condition	1.9 Nm ³ /h in 1088 °C	11 Nm ³ /h in 316 °C
Transfer speed	8-30 sec	

浸漬したとき、両恒温槽の温度復帰速度も4分と速く、流動アルミナ槽が、恒温槽として十分使用できることを示している。2つの流動層の最適流動条件を図2に示す。

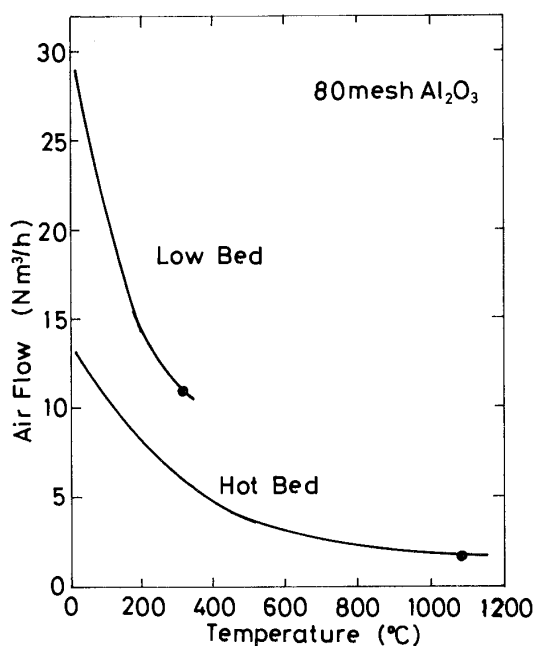


図2. 最適流動条件

この試験機の原型は、始め Glenny 等¹⁾が製作し、NASAで実用熱疲労試験機²⁾に改良したもので、金材技研が東レ・エンジニアリングに発注し、同社が米国の Procdyne社の流動層技術をもとに製作したものである。本試験機の特徴は、NASAのそれが、一高温槽二低温槽の構成に対して、一高温槽一低温槽の構成になっていることである。

2. 熱伝達率の測定

流動層式熱疲労試験機は、高い熱伝達率を持っている。この試験機の熱伝達率を Glenny 等¹⁾の

方法で測定したので次に述べる。

熱伝達率は、流動ガスの流量やその物理特性、流動粒子の物理特性や寸法等に依存する。流動ガスの高い熱伝導率や比熱と低粘性係数は、流動粒子への熱伝達を促進し、流動粒子の高比熱や高密度と細粒は、高い熱伝達率を与える¹⁾。一定の流量の空気で流動化しているアルミナによる本試験機は、温度を決めれば、一定の熱伝達率をもっていると考えられる。

直径19mm($\frac{3}{4}$ in)の SUS304 ステンレス球に、中心まで穴を開け、0.5mm ϕ のアルメル・クロメルシース熱電対を球の中心にスポット溶接した。この球を一方の槽に十分浸漬し、一定の温度になったところで、他の槽へ移動して浸漬したときの温度をデータ・レコーダに記録する。熱伝達率(h)は、この温度の時間的变化(dT/dt)と、ステンレス球の半径(r_s)、その比熱(C_s)、密度(ρ_s)及び炉と球の温度差(ΔT)から次式¹⁾により求めた。

$$h = \frac{r_s}{3} \cdot \frac{\rho_s C_s}{\Delta T} \cdot \frac{dT}{dt}$$

計算の結果は、低温槽から高温槽へ入れたとき、ステンレス球が、385°Cで、480.2kcal/m²・h・°Cで、高温槽から低温槽へ入れたとき、1000°Cで、582.3kcal/m²・h・°Cであった。

Glenny 等¹⁾は、高温槽に、酸化ジルコニウム粒子を用い、920°Cで、990kcal/m²・h・°Cで、低温槽に炭化硅素粒子を用い、20°Cで、670kcal/m²・h・°Cであったが、アルミナ粒子について測定した報告がないので比較はできなかった。

高効率ガスタービンのナショナルプロジェクトで、試作されているパイロットプラントのブレードの熱伝達率は、500~3500kcal/m²・h・°Cと推定されている。流動層式熱疲労試験の結果と実用のブレードとの比較は、高圧下の加速酸化を考慮して、熱ひずみの算出プロセスで上記の値を入れて比較検討する。

3. 試験結果

この試験機は、上述の“高効率ガスタービンの研究開発”で材料の評価試験機として、購入したものである。複合発電用ガスタービンは、夜間発電を中止するので、一日一回、始動停止される。そのため、翼材料の熱疲労の強さの評価試験が、必要不可欠である。又耐熱コーティングの耐久性の

評価試験にも使用できる。この装置は、昭和55年3月に金材技研に設けられて以来、材料の評価試験に用いられている。

金材技研で開発された13合金と既存のIN-738 LCとMM-247合金について、熱疲労抵抗に及ぼす熱処理、HIP処理や、Al, Cr, Cr + Al 及び Cr + Si 被覆処理の効果を調べた^{3,4)}。試験片は、メルティング・ストックから図3に示す両端刃状型に普通鋳造した。試験片保持具には、8本の試験片と両端に2本のダミー(SUS 304)の10本が吊され、試験は、通常2本の保持具で行い、1度に16本の試験片を行った。試験条件は、高温槽を1088℃に、低温槽を316℃に保持し、各槽に3分間浸漬した。試験中、規定回数(25, 50, 100, 200, 300, 500, ...)で中止し、割れの有無を光学顕微鏡(×30)で観察し、最初に割れが観察された試験回数を熱疲労抵抗と定めた。上述の試験条件は、NASAの報告にこの条件が多かったので選んだ。この熱疲労試験は、絶対値を求めることができないので、既存合金との比較や、合金間で比較することにより相対的熱疲労抵抗値を求め、最良の合金を選択するためのデータに用いた。

既存合金IN-738 LCの熱疲労抵抗は、上記試験条件で、100回³⁾であったが、NASAのその合金の熱疲労抵抗も、同じ条件で、100回⁵⁾であったので、両試験機の熱伝達率は、ほぼ同じと考えられる。写真2に、熱疲労試験後の開発合金TM-268

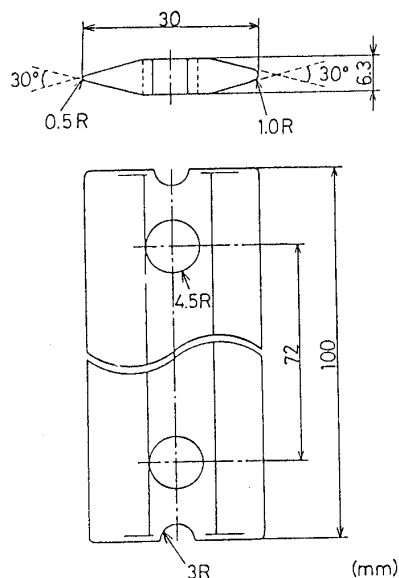
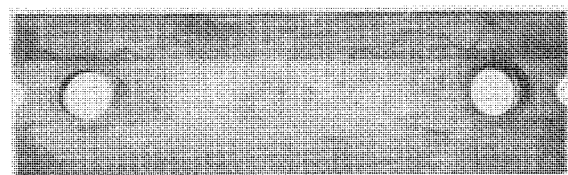
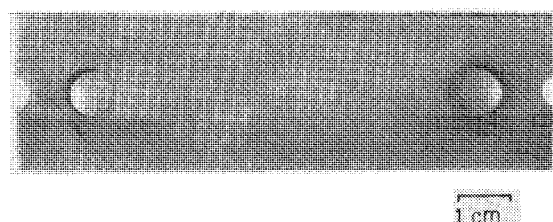


図3. 熱疲労試験片



(a) TM-268 (TM-32とほぼ同じ組成)
熱疲労抵抗, 700回, 1500回まで試験



(b) MM-247
熱疲労抵抗, 600回, 600回まで試験
写真2. 熱疲労試験後の割れ

と既存合金MM-247の試験片を示す。TM-268(「高効率ガスタービン」用普通鋳造合金としての提案合金, TM-321とほぼ同じ組成)は、700回で割れて、1500回まで試験し、MM-247は、600回で割れ、そこで試験を終了したものである。

今後、提案合金等の試験を行い、更に熱伝達率を用いて熱ひずみを計算し、他の低サイクル疲労、高温引張及びクリープ・データと比較検討し、熱疲労寿命の予測を行う予定である。

なお、この種の装置は、熱疲労試験の他に、熱処理、ダイスの有機物の洗滌、微粉末の還元処理、粉末乾燥、浸炭及び窒化等に用いられている。

更にこの原理は、以前から化学工業に用いられ¹⁾、ゴミの焼却、ボイラーにも利用されている。

参考文献

- (1) E. Glenny, J. E. Northwood, S. W. K. Shaw, and T. A. Taylor: J. Inst. Metals 84 (1958-59), 294.
- (2) M. A. H. Howes: NASA, CR-72738 (1970).
- (3) 呂, 川崎, 小泉, 山崎: 102nd ISIJ Meeting, Nov. (1981) S 1283.
- (4) 川崎, 小泉, 西本, 小黒, 山崎: 106回鉄鋼協会発表予定, 10月, (1983).
- (5) P. T. Bizon and D. A. Spera: NASA, TN-D-8071, (1975).



後記

編集理事 森 下 輝 夫

前期に引続いて編集委員長を仰せ付けられました。御協力をお願い申し上げます。有能な編集委員の方々と暖い会員の皆さんに支えられて、学会誌は「読み易い（短いから？）」、「判り易い」、「面白い」とまづまづの評判をいただいております。こうした評価をもとに、理事会で「当面、今の方針でゆけ。記事の増加に対処するため平均頁数を68頁に増加する」という基本方針がきめられました。したがって今期の編集方針もこの数年のそれに倣って、(1) 多数の手による、多数の方が登場する会誌、(2) 年に1度は特集号、(3) 技術論文の充実、を踏襲するとともに、(4) 系統的な記事づくりを心掛けることにしたいと思います。

具体的には方針の(1)に関連してユーザ重視の記事の一層の拡大を計るとともに、消息欄、短信欄、Q & A コーナ等を通じて会誌と会員を一層親密に結ぶようにしたいと思います。

方針の(2)については、来年6月号を材料・工作法（設計・生産技術）・整備修理法などメーカーからユーザまで広い範囲を対象としたかなり実地に即した内容の特集号とすることが考えられています。

方針の(3)については、討論や質問を極力掲載することにしたいと思います。来年4月の総会から2年に1度ずつ学会賞が定期的に出されることになりました。学会賞に値する良い論文が多数でて選内規の2篇に絞るのに困る程になってほしいと願っています。

方針の(4)については、燃料別にみたガスタービンシリーズやわかり易い流れの数値解析の講義などが企画されています。

以上今期の編集方針のあらましをお話しました。会誌の充実は何よりも会員皆さんのガスタービン学会によせる熱意によります。一層の御支援をお願いいたします。

事務局 だ よ り

梅雨あけと共に今年は何年振りかで、猛暑の夏を迎えました。東京地方も連日35度を超するという激しさ。私共事務局も旧のお盆の頃、一斉に夏休みさせていただきましたが、丁度台風襲来と重なり、余りパツとしないお休みでした。

秋に入りますとまた学会もいろいろな行事がはじまります。

まずその一番手として、10月23日からの国際会議があります。お手元に届いている3rd circularからもおわかりのように Technical sessions の論文も数多く集まりましたし、機器展での展示のブースも申し込みが多く、予定より増設したりしてなかなかぎやかになりそうです。あとは少しでも参加者がふえて下さるようにと祈るのみです。

ガスタービン学会でも機器展の一角にブースを一ついただき、当学会のPRに努めたいと思っておりますので、当学会にご意見、ご希望のある方など、ご用のある方は是非一度お立ち寄り下さい。

国際会議が終了しましてからは、12月初めにシンポジウム、来年1月中旬には恒例のセミナー、そして2月には関西方面での見学会といろいろ目白押しです。

会員の方々への行事ご案内は郵便料節約等のためダイレクトメールだけではなく、学会誌の会告のページ（ピンク色の所）にも掲載いたしますので、どうぞくれぐれもお見逃しなきようお願い致します。

それでは10月末に池袋サンシャインシティでお目にかかりましょう。

[A]



後記

編集理事 森 下 輝 夫

前期に引続いて編集委員長を仰せ付けられました。御協力をお願い申し上げます。有能な編集委員の方々と暖い会員の皆さんに支えられて、学会誌は「読み易い（短いから？）」、「判り易い」、「面白い」とまづまづの評判をいただいております。こうした評価をもとに、理事会で「当面、今の方針でゆけ。記事の増加に対処するため平均頁数を68頁に増加する」という基本方針がきめられました。したがって今期の編集方針もこの数年のそれに倣って、(1) 多数の手による、多数の方が登場する会誌、(2) 年に1度は特集号、(3) 技術論文の充実、を踏襲するとともに、(4) 系統的な記事づくりを心掛けることにしたいと思います。

具体的には方針の(1)に関連してユーザ重視の記事の一層の拡大を計るとともに、消息欄、短信欄、Q & A コーナ等を通じて会誌と会員を一層親密に結ぶようにしたいと思います。

方針の(2)については、来年6月号を材料・工作法（設計・生産技術）・整備修理法などメーカーからユーザまで広い範囲を対象としたかなり実地に即した内容の特集号とすることが考えられています。

方針の(3)については、討論や質問を極力掲載することにしたいと思います。来年4月の総会から2年に1度ずつ学会賞が定期的に出されることになりました。学会賞に値する良い論文が多数でて選内規の2篇に絞るのに困る程になってほしいと願っています。

方針の(4)については、燃料別にみたガスタービンシリーズやわかり易い流れの数値解析の講義などが企画されています。

以上今期の編集方針のあらましをお話しました。会誌の充実は何よりも会員皆さんのガスタービン学会によせる熱意によります。一層の御支援をお願いいたします。

事務局 だ よ り

梅雨あけと共に今年は何年振りかで、猛暑の夏を迎えました。東京地方も連日35度を超するという激しさ。私共事務局も旧のお盆の頃、一斉に夏休みさせていただきましたが、丁度台風襲来と重なり、余りパツとしないお休みでした。

秋に入りますとまた学会もいろいろな行事がはじまります。

まずその一番手として、10月23日からの国際会議があります。お手元に届いている3rd circularからもおわかりのように Technical sessions の論文も数多く集まりましたし、機器展での展示のブースも申し込みが多く、予定より増設したりしてなかなかぎやかになりそうです。あとは少しでも参加者がふえて下さるようにと祈るのみです。

ガスタービン学会でも機器展の一角にブースを一ついただき、当学会のPRに努めたいと思っておりますので、当学会にご意見、ご希望のある方など、ご用のある方は是非一度お立ち寄り下さい。

国際会議が終了しましてからは、12月初めにシンポジウム、来年1月中旬には恒例のセミナー、そして2月には関西方面での見学会といろいろ目白押しです。

会員の方々への行事ご案内は郵便料節約等のためダイレクトメールだけではなく、学会誌の会告のページ（ピンク色の所）にも掲載いたしますので、どうぞくれぐれもお見逃しなきようお願い致します。

それでは10月末に池袋サンシャインシティでお目にかかりましょう。

[A]

IHIは1910年代から各種のスチームタービンや回転機械の開発と製作に着手し、1945年には、日本初のジェットエンジンの製作に成功。その間に培ったすぐれた技術は、いま、ガスタービンをはじめ、ターボチャージャー、ターボコンプレッサなどの回転機械に生かされ、世界の回転機械メーカーとして活躍しています。

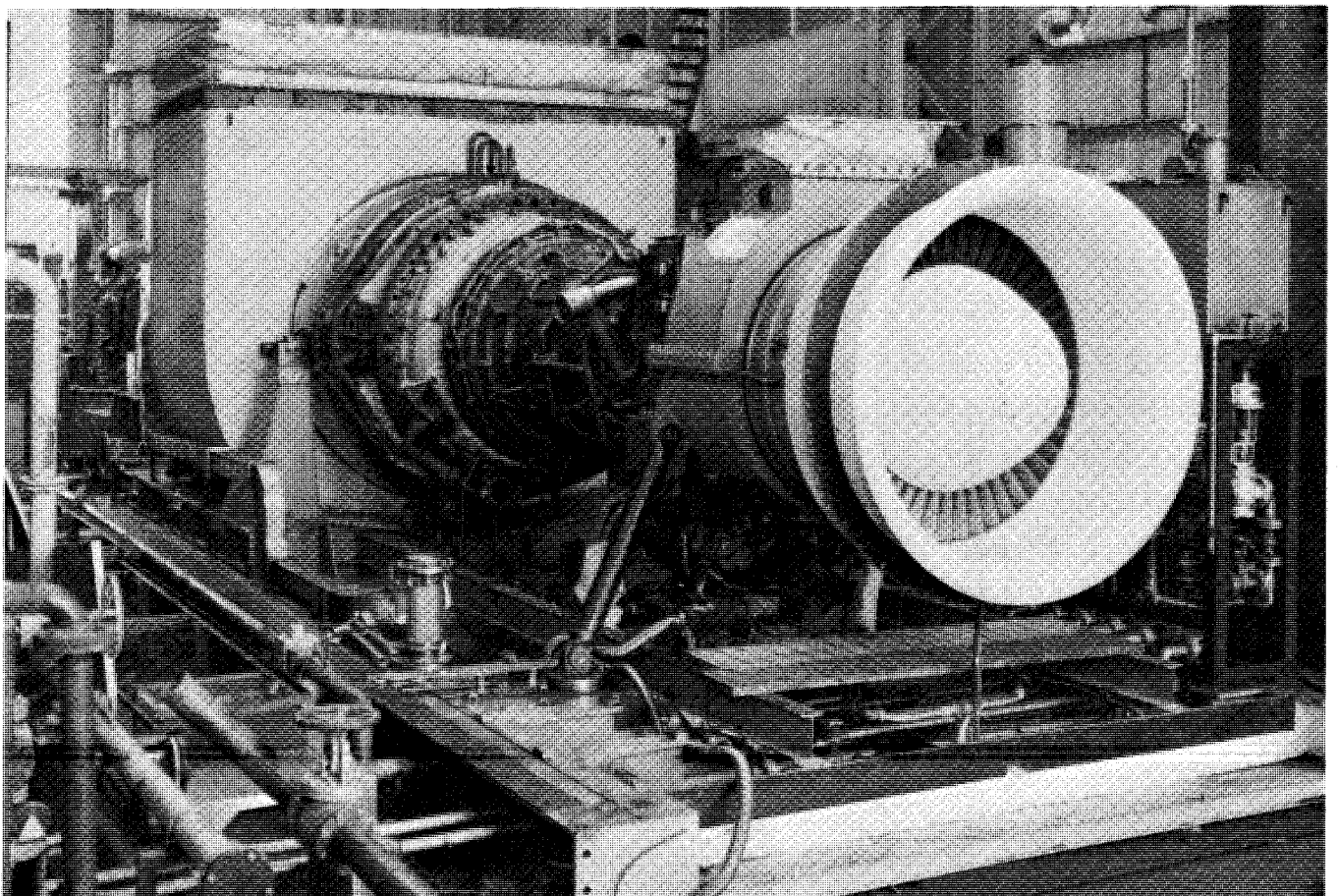
発電用・各種産業動力源として幅広い用途をもつIHIガスタービン

1945年に我国初のジェットエンジンを完成させて以来、IHIは2000台を越える各種航空機用エンジンの製作を通して、常に研究開発と技術の蓄積に努めてきました。これらの実績をもとに、今日では航空機用エンジンばかりではなく産業用ガスタービンの分野への応用にも成功し、IHI-IMシリーズガスタービンとして発電用、産業用動力源、高速艇用、鉄道車両用に用いられ、国内はもとより広く海外へも輸出されています。

なかでもIM5000は、GE社のLM5000ガス発生機にIHIが独自に開発した出力タービンを結合したもの

で、出力38MW、熱効率37%(ISO状態)を誇る世界で最も燃料消費率の小さいガスタービンです。本機はすでに日本、バングラデシュ、米国において順調に稼動しており、客先の高い評価を得ています。また、本機は、西独ダウ・ケミカル社からも受注し、1984年春には稼動を開始する予定であります。

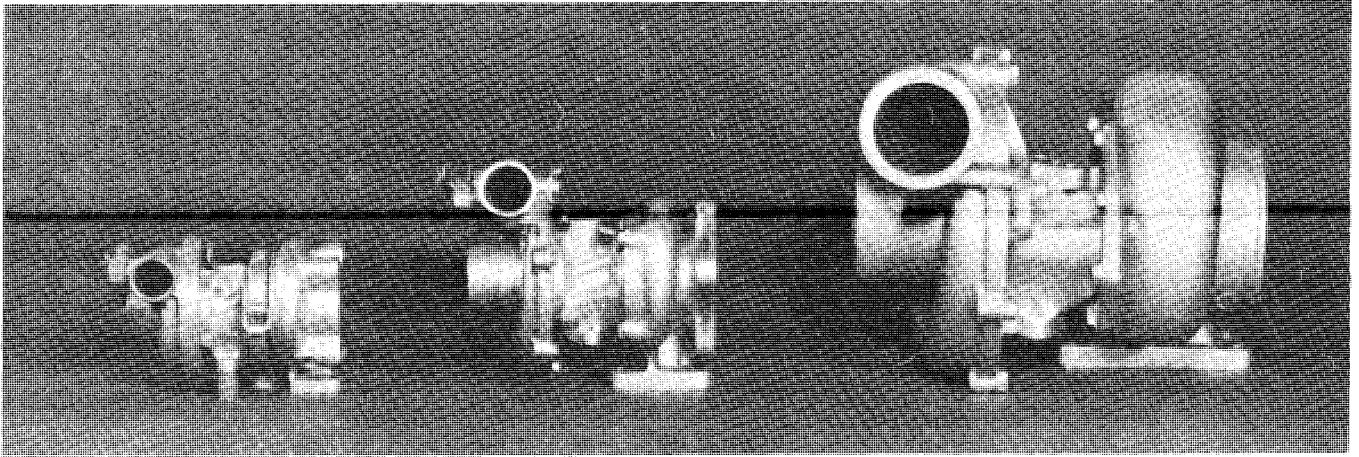
IHIは今後ともガスタービンによる発電や他の動力源への利用を通して、ますます高まって行くエネルギーの有効利用の要望に応えて行きたいと考えています。



ミニからジャンボまで実績が証明する、IHIターボチャージャ

IHIのターボチャージャは、長い経験と高度な技術の上に立って設計・製作されています。ターボチャージャの総合メーカーとして乗用車用の重量わずか1.9kgのミニ・ターボチャージャから、トラックやバス、建設機械、漁船などに搭載する中型ターボチャージャ、さらに、実に世界の70%以上のシェアを

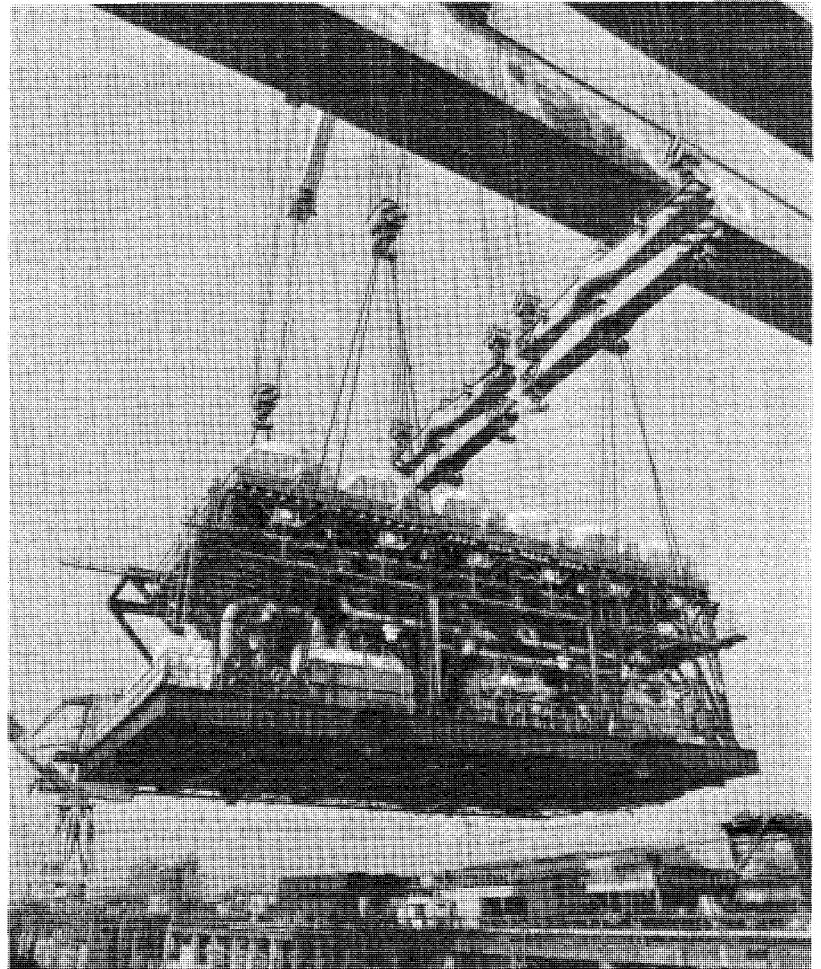
持つ船舶用大型ターボチャージャまで製作し、国内はもとより海外でも高い評価を受けています。さらに、新素材の適応やより高効率なターボチャージャの開発、また、燃料電池用ターボユニットなど新分野への応用など、IHIの先進技術を結集して社会のニーズに応えようとしています。



車両用ターボチャージャ

長年の実績と経験から生れるIHIのすぐれた回転機械

回転機械の総合メーカーIHIは、コンプレッサ、プロワ、ポンプ、歯車装置などの製品を化学、製鉄、ガス関連、環境保全など広い分野に提供しています。海洋開発のすすむ今、IHIは1981年12月、インド洋上に設置されたボンベイ・ハイ・サウス・プラットフォームに、大出力ガスタービン駆動のガス圧送装置を納入し、現在、順調な操業を続けています。これは、IHIの回転機械技術と、同時にIHIが総合力として持っている海洋機器、ガスプラントの製造技術を結集した好例と言えます。



ガスタービン駆動ガスコンプレッション・モジュール

三井 SB60 産業用ガスタービン

Mitsui SB60 Industrial Gas Turbine

1. ま え が き

省資源、省エネルギーの時代的要求に応じるため、ガスタービンは高効率化、多様化の方向にある。

三井造船では、産業界やエネルギー分野で種々の用途に対応できる中容量ガスタービンの供給をめざしており、従来の5MWクラスのSB30および16MWクラスのSB90に加え、このたび13MWクラスのSB60Mの開発を完了した。この結果、三井SBシリーズガスタービンは、3MWから16MWの出力範囲をカバーできることになり、顧客の各種ニーズに対応した最適機種の供給が可能になった。

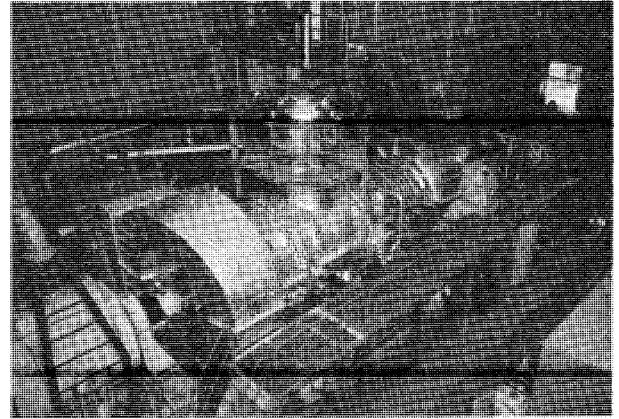


図-1 SB60外観

表-1 主 要 諸 元

形 式	SB60
種 類	2軸、単純サイクル
用 途	産 業 用
定 格	連 続 最 大
出 力 kW	13,070 14,140
熱 消 費 率 kcal/kWh	2,803 2,768
タービン入口温度 °C	1,000 1,031
タービン排気温度 °C	466 480
排 ガ ス 量 kg/s	58.3 60.6
圧 力 比	11.4 13.2
ガス発生機回転数 rpm	6,780(定格)
出力タービン回転数 rpm	5,680(定格)
圧 縮 機	軸流16段、内径一定形
ガス発生機タービン	軸流2段、内径一定形
出力タービン	軸流2段、内径一定形
燃 焼 器	単缶逆流式
寸 法 m	13.5(L)×3.5(W)×5.5(H)
重 量 t	55

2. 主要諸元と性能

表-1にSB60の主要諸元、図-1に外観を示す。熱効率31%は、最適サイクル条件の選定、要素効率の改善、冷却空気や漏れ空気を極力減らすことなどにより達成されたものである。

この高い熱効率を有するSB60が、世界で生産されているガスタービンのなかで、どのような位置にあるかを示したのが図-2である。中容量の産業用ガスタービンの熱効率は25～28%で、最新の航空転用ガスタービンでは32～34%に達している。SB60は産業用ガスタービンであるが、航空転用ガスタービンに匹敵する高効率ガスタービンであることがわかる。

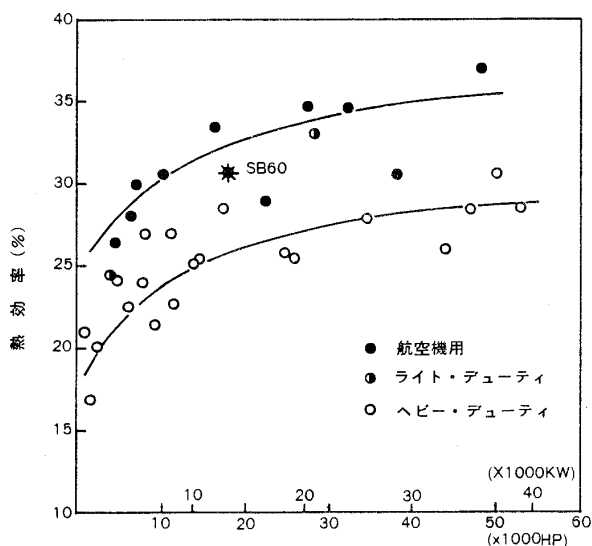


図-2 中容量ガスタービンの・・・比較

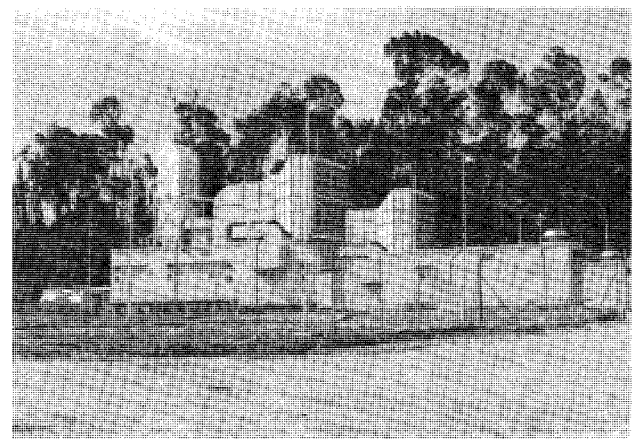


図-3 パッケージ型発電設備

3. 応 用

3.1 応用分野

SB60は2軸ガスタービンであるため、発電用はもちろん、機械駆動用として種々な分野への応用が可能である。図-3に、パッケージ形発電プラントの一例を示す。

また、本機は単独でも高い熱効率を有しているが、排ガスエネルギーを回収する複合プラントとすれば、より効果的である。図-4に示す複合発電プラントの場合、大形火力発電プラントに匹敵する熱効率（41%）が得られる。

3.2 低カロリーガス燃焼

近年、省資源の面から多様な燃料の利用が、ガスタービンにとって大きな課題となっている。その一例として、石炭ガス、高炉ガスあるいは廃棄物発生ガスといった低カロリーガス燃料の使用がある。三井造船では既に、ガスタービンにおいて $600\text{kcal}/\text{Nm}^3$ のガスを一切の助燃なしに安定して燃焼できるバーナおよび燃焼器を開発しており（図5参照）単缶式燃焼器を採用しているので、図-6に示す様に燃料に最も適した燃焼器を取付けることが容易にできるようになっている。

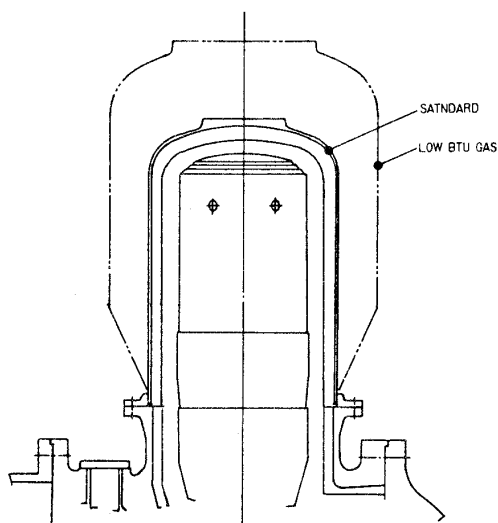


図-6 MODIFICATION OF COMBUSTOR

4. あ と が き

三井SB60ガスタービンの特徴を要約すると次のようになる。

- (1) 熱効率31.1% (ISO Peak)と航空転用ガスタービンに匹敵する高い効率を有している。
- (2) 二重ケーシング、高バランスロータ、空冷翼の採用により、高い信頼性と安全性が確立されている。
- (3) 単缶式燃焼器、水平分割形ケーシングの採用により、他の形式のガスタービンに比べて現地での保守

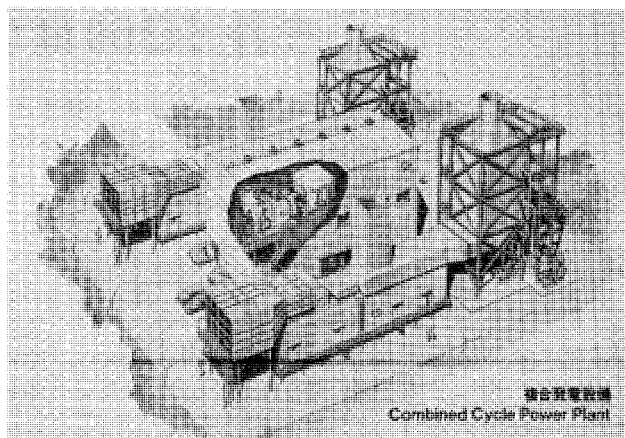


図-4 複合発電設備

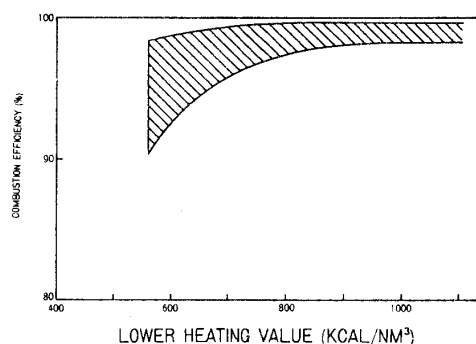
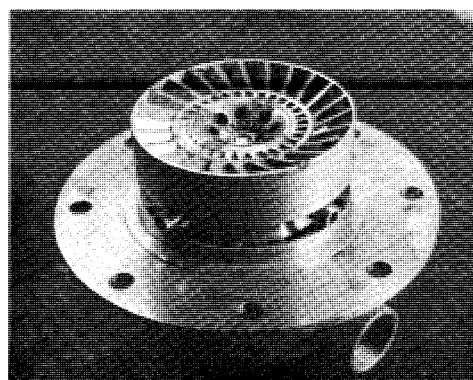


図-5 低カロリーガスバーナと燃焼効率

点検が容易である。

- (4) 燃焼器の配置上、寸法制限がないので、低カロリーガスを含む多様な燃料を効率良く使用できる。
- (5) ヘビーデューティ形として、長期連続運転に耐えられるよう、材料面、構造面に十分な配慮がなされている。
- (6) 2軸形を採用しているので、機械駆動用、発電用いずれにも使用できる。

今後、特殊な用途を含め省エネルギーに適応したガスタービンの需要は、ますます拡大し多様化するものと思われる。本ガスタービンは、排ガスエネルギー回収プラントや地域発電、自家発電あるいは機械駆動などに利用されるに最適な機種であり、ユーザーの多様な要求にこたえうるものであることを確信している。

1983年国際ガスタービン会議東京大会

開催ご案内

主催：(社)日本ガスタービン学会

(社)日本機械学会，米国機械学会，英国機械学会，西独工学会

協賛：(社)火力原子力発電技術協会，(財)機械振興協会，(社)自動車技術会，

ターボ機械協会，電気事業連合会，(社)日本航空宇宙学会，

(社)日本航空宇宙工業会，日本内燃機関連合会，(社)日本内燃力発電設備協会，

(社)日本船用機関学会，(社)陸用内燃機関連合会（五十音順）

来る10月下旬，標記1983年国際ガスタービン会議東京大会が下記により開催されます。

現在，エネルギーの有効利用の立場から益々高性能のガスタービン，ターボ過給機の必要性が世界的に高まり，それらに多くの関心が寄せられております。この傾向はわが国におきましてもすでに電力業界はじめ各分野に反映されつつあります。

このような時期に同会議がわが国で開かれ，最新のガスタービンに関する国際的な情報交換の場がもたれることは誠に意義があるものと思われまします。したがいまして，できるだけ多くの関係者の皆様にご出席いただき，活発な討論が交されることを期待致しておりまして，ここにご案内申し上げます。

記

開催期間：昭和58年10月23日（日）～29日（土）

会場：東京・池袋 サンシャインシティ内

サンシャインシティ・プリンスホテル（講演会場）

会議日程：10月23日（日） 登録開始，ウェルカムレセプション

および内容 24日（月） 講演発表，特別講演会「A Survey on Gas Turbine Technology and Research Works in Japan」

25日（火） 講演発表，バンケット

26日（水） 講演発表，特別講演会「Trend of Future Gas Turbine Technology」

27日（木） 講演発表，パネル討論会「Combined Cycle Power Generation Systems with Use of High Performance Gas Turbine」

28日（金） 工場見学1

「ムーンライト」レヒートガスタービン AGT J 100-A試験場（東京電力，袖が浦発電所）

29日（土） 工場見学2

東新瀉No.3，1,090 MW 複合サイクル発電プラント（東北電力，東新瀉発電所）

このほか，上記期間中に婦人プログラムが用意されております。

登録：登録料

	会 員	非 会 員
登 録 料	46,000 円	54,000 円

なお，会員は主催，協賛団体所属会員を指します。

また，バンケット参加費は18,000 円です。

申込方法

所定の申込用紙*を用い、下記宛お申込下さい。

〒105 東京都港区虎の門4-1-21 葺手第2ビル8F

(株)サンセイ・インターナショナル気付

1983年国際ガスタービン会議東京大会 組織委員会 事務局

Tel. 03-433-1560

(*:お申出によりご送付いたします。)

1983年東京国際ガスタービン機器展

上記、国際会議と併行して、世界各国からそれぞれ代表的ガスタービン、ターボ過給機および関連機器が一堂に展示されます。是非ご覧いただければ幸いです。

展示期間：昭和58年10月24日(月)～27日(木)

24日～26日 9:00～17:00 27日 9:00～16:00

会場：サンシャインシティ内文化会館3F 輸入促進協会(MIPRO)展示会場

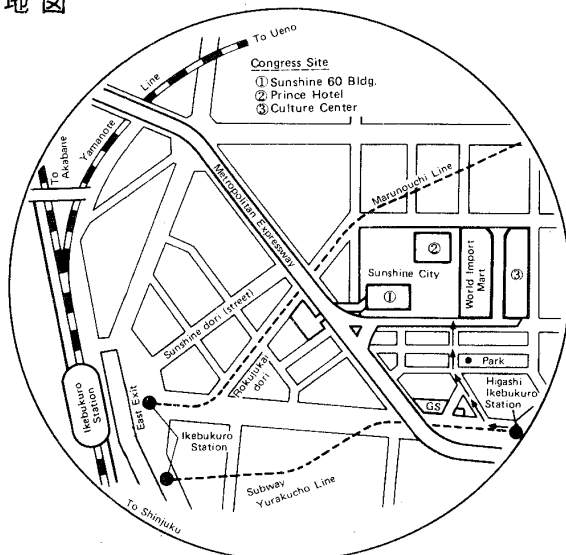
出展社数：59社(131小間)

入場料：無料

出展社名リスト

NAME	Hitachi, Ltd.	Nissan Motor Co., Ltd.
Aichi Sangyo Co., Ltd.	Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.	Olympus Optical Co., Ltd.
ASME	JASME	Omuko Higashi-Nihon Inc.
BBC Brown Boveri	John Brown Engineering Ltd.	Rieckermann (Japan) Ltd.
BEAMA	Kawasaki Heavy Industries Ltd.	Rikei Corp.
Brush Electrical Machines Ltd.	Kobe Steel, Ltd.	Rolls-Royce Limited
Corning Glasswork	Komatsu-Howmet, Ltd.	Rotadata Limited
Deritend Vacuum Castings Ltd.	Kraftwerk Union	SSS Gears Limited
Diesel and Gasturbine Progress	Maruwa Electronics Inc.	Shinwa Trading & Engineering Co., Ltd.
Doncasters	Matsubo Equipment and Instrument Corp.	Sumitomo Heavy Industries Ltd.
Elb-Schliff Edmund Lang	Mitsubishi Heavy Industries Co., Ltd.	Sumitomo Metal Industries, Ltd.
Elbar B.V.	Mitsubishi Metal Corp.	Ti Reynolds Limited
Engineering Research Association for Advanced Gas Turbine	Mitsubishi Motors Co.	Tominaga and Co., Ltd.
Fuji Electric Co., Ltd.	Mitsubishi Steel Manufacturing Co., Ltd.	Torguemeters Ltd.
Gas Turbine World	Mitsui Engineering & Shipbuilding Co., Ltd.	Toshiba Corp.
General Electric Co.	N-COR, Ltd.	Toyota Motor Corp.
GTSJ	NGK Insulators, Ltd.	Turbomachinery International
Hawker Siddeley Dynamics Engineering	Niigata Engineering Co., Ltd.	Westinghouse Electric Corp.
Hispano	Nippon Donaldson Ltd.	Woodward Governor Japan Ltd.
Hitachi Shipbuilding & Engineering Co., Ltd.	Nippon Kokan Co., Ltd.	Yanmar Diesel Engine Co., Ltd.

会場地図



機器展事務局

〒105 東京都港区虎の門4-3-20

22森ビル

(株)日本コンベンションサービス

Tel. 03-433-0141

申込方法

所定の申込用紙*を用い、下記宛お申込下さい。

〒105 東京都港区虎の門4-1-21 葺手第2ビル8F

(株)サンセイ・インターナショナル気付

1983年国際ガスタービン会議東京大会 組織委員会 事務局

Tel. 03-433-1560

(*:お申出によりご送付いたします。)

1983年東京国際ガスタービン機器展

上記、国際会議と併行して、世界各国からそれぞれ代表的ガスタービン、ターボ過給機および関連機器が一堂に展示されます。是非ご覧いただければ幸いです。

展示期間：昭和58年10月24日(月)～27日(木)

24日～26日 9:00～17:00 27日 9:00～16:00

会場：サンシャインシティ内文化会館3F 輸入促進協会(MIPRO)展示会場

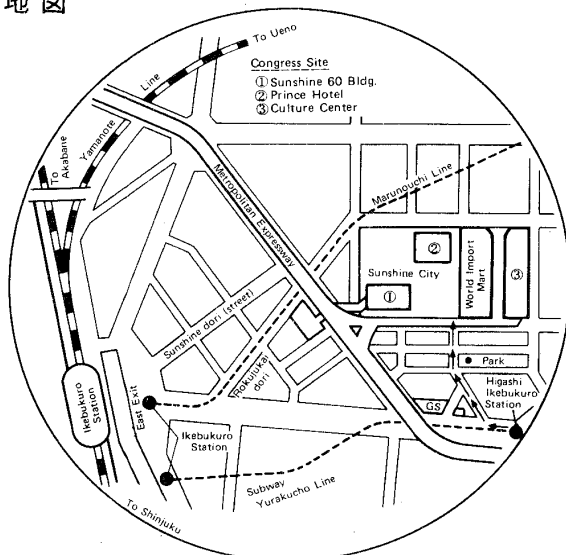
出展社数：59社(131小間)

入場料：無料

出展社名リスト

NAME	Hitachi, Ltd.	Nissan Motor Co., Ltd.
Aichi Sangyo Co., Ltd	Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.	Olympus Optical Co., Ltd.
ASME	JASME	Omoko Higashi-Nihon Inc.
BBC Brown Boveri	John Brown Engineering Ltd.	Rieckermann (Japan) Ltd.
BEAMA	Kawasaki Heavy Industries Ltd.	Rikei Corp.
Brush Electrical Machines Ltd.	Kobe Steel, Ltd.	Rolls-Royce Limited
Corning Glasswork	Komatsu-Howmet, Ltd.	Rotadata Limited
Deritend Vacuum Castings Ltd.	Kraftwerk Union	SSS Gears Limited
Diesel and Gasturbine Progress	Maruwa Electronics Inc.	Shinwa Trading & Engineering Co., Ltd.
Doncasters	Matsubo Equipment and Instrument Corp.	Sumitomo Heavy Industries Ltd.
Elb-Schliff Edmund Lang	Mitsubishi Heavy Industries Co., Ltd.	Sumitomo Metal Industries, Ltd.
Elbar B.V.	Mitsubishi Metal Corp.	Ti Reynolds Limited
Engineering Research Association for Advanced Gas Turbine	Mitsubishi Motors Co.	Tominaga and Co., Ltd.
Fuji Electric Co., Ltd.	Mitsubishi Steel Manufacturing Co., Ltd.	Torguemeters Ltd.
Gas Turbine World	Mitsui Engineering & Shipbuilding Co., Ltd.	Toshiba Corp.
General Electric Co.	N-COR, Ltd.	Toyota Motor Corp.
GTSJ	NGK Insulators, Ltd.	Turbomachinery International
Hawker Siddeley Dynamics Engineering	Niigata Engineering Co., Ltd.	Westinghouse Electric Corp.
Hispano	Nippon Donaldson Ltd.	Woodward Governor Japan Ltd.
Hitachi Shipbuilding & Engineering Co., Ltd.	Nippon Kokan Co., Ltd.	Yanmar Diesel Engine Co., Ltd.

会場地図



機器展事務局

〒105 東京都港区虎の門4-3-20

22森ビル

(株)日本コンベンションサービス

Tel. 03-433-0141

G T S J 第 8 期 委 員

○総務委員

青木庸治(新潟鉄工) 阿部安雄(三菱重工) 田中英穂(東大)
高原北雄(航技研) 真下俊雄(明大) 吉本健一郎(IHI)

○編集委員

石野寿生(日立) 井上誠(小松) 遠藤肇(三井造船)
岡野弘(トヨタ) 古閑昭紀(東芝) 佐藤幸徳(IHI)
杉山晃(三菱重工) 細谷泰雄(東京電力) 益田重明(慶大)
宮地敏男(航技研) 森建二(川重)

○企画委員

伊藤高根(日産) 遠藤肇(三井造船) 遠藤征紀(航技研)
大鍋寿一(IHI) 野村雅宣(船研) 和田正倫(日立)

○組織検討委員

阿部安雄(三菱重工) 秋葉雅史(東芝) 有賀一郎(慶大)
浦田星(日立) 久保田道雄(日立) 田中英穂(東大)
平山直道(都立大) 松木正勝(日本工業大)

○統計作成委員

石沢和彦(IHI) 内田晴記(川重) 佐藤玉太郎(日本鋼管)
村尾麟一(青学大) 村山弘(日立) 森義孝(三菱重工)
吉識晴夫(東大)

○調査研究委員

稲垣詠一(東京理科大) 神津正男(防衛庁) 平岡克英(船研)
鈴木邦男(機械技研) 須之部量寛(東京理科大)
辻高弘(ガスタービン技術研究組合) 長島昭(慶大)
林茂(航技研) 葉山真治(東大) 堀昭史(電中研)

○技術情報センター運営委員

酒井俊道(東京理科大) 鈴木邦男(機械技術研究所)
平岡克英(船研) 吉田豊明(航技研) 益田重明(慶大)

○地方委員

表義則(三井造船) 星野昭史(川重) 永田有世(神戸製鋼)
沢田昭夫(大阪府大) 妹尾泰利(九州大) 永井康男(三菱重工)
西村善次郎(日立造船) 村田暎(豊田工業大) 大塚新太郎(名古屋大)

○定期講演会委員

石野寿生(日立) 遠藤肇(三井造船) 古閑昭紀(東芝)
杉山晃(三菱重工) 宮地敏雄(航技研) 森下輝夫(船研)

シンポジウムのご案内

下記の要領でシンポジウムを企画いたしております。奮って御参加下さい。

日 時：12月9日（金） 13：30～

場 所：航空宇宙技術研究所 6号館会議室

テーマ：“ガスタービンと新材料”

- | | |
|-------------------|----------------|
| 1. ガスタービン材料の最近の動向 | 塩 入 淳 平 氏（東 大） |
| 2. ガスタービン用耐熱材料 | 中 川 幸 也 氏（IHI） |
| 3. FRMの現状 | 渡 辺 治 氏（金材研） |
| 4. セラミックスとコーティング | 松 末 勝 利 氏（航技研） |

ガスタービンセミナー（第12回）のご案内

1. 日 時：昭和59年1月18日（水） 19日（木） 10：00～16：30

2. 場 所：機械振興会館地下2階ホール（港区芝公園3-5-8 TEL 434-8211）

3. テーマ：ガスタービンの最近の動向と新技術

4. 演題並に講師予定

A. 最近の動向

- | | |
|------------------|--------------------|
| (1) 複合サイクルガスタービン | （日 立 製 作 所 星野和貞 氏） |
| (2) 自動車用ガスタービン | （日 産 自 動 車 山崎慎一 氏） |
| (3) 航空用ガスタービン | （石川島播磨重工業 石川 達 氏） |

B. 新 技 術

- | | |
|-------------------------|--------------------|
| (4) 数値計算空気力学とガスタービン | （航空宇宙技術研究所 田村敦宏 氏） |
| (5) ラジアルタービン・ラジアルコンプレッサ | （三 菱 重 工 業 松尾栄人 氏） |
| (6) 高温燃焼器 | （川 崎 重 工 業 谷村篤秀 氏） |
| (7) 高温タービン | （三 井 造 船 手島清美 氏） |
| (8) ジェットエンジンの電子制御 | （航空宇宙技術研究所 遠藤征紀 氏） |

その他詳細につきましては後日案内書をお送り致します。

§ 第12回ガスタービン定期講演会開催案内 §

第12回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。

なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開 催 日：昭和59年6月1日（金）

場 所：機械振興会館（東京・芝）

シンポジウムのご案内

下記の要領でシンポジウムを企画いたしております。奮って御参加下さい。

日 時：12月9日（金） 13：30～

場 所：航空宇宙技術研究所 6号館会議室

テーマ：“ガスタービンと新材料”

- | | |
|-------------------|----------------|
| 1. ガスタービン材料の最近の動向 | 塩 入 淳 平 氏（東 大） |
| 2. ガスタービン用耐熱材料 | 中 川 幸 也 氏（IHI） |
| 3. FRMの現状 | 渡 辺 治 氏（金材研） |
| 4. セラミックスとコーティング | 松 末 勝 利 氏（航技研） |

ガスタービンセミナー（第12回）のご案内

1. 日 時：昭和59年1月18日（水） 19日（木） 10：00～16：30

2. 場 所：機械振興会館地下2階ホール（港区芝公園3-5-8 TEL 434-8211）

3. テーマ：ガスタービンの最近の動向と新技術

4. 演題並に講師予定

A. 最近の動向

- | | |
|------------------|--------------------|
| (1) 複合サイクルガスタービン | （日 立 製 作 所 星野和貞 氏） |
| (2) 自動車用ガスタービン | （日 産 自 動 車 山崎慎一 氏） |
| (3) 航空用ガスタービン | （石川島播磨重工業 石川 達 氏） |

B. 新 技 術

- | | |
|-------------------------|--------------------|
| (4) 数値計算空気力学とガスタービン | （航空宇宙技術研究所 田村敦宏 氏） |
| (5) ラジアルタービン・ラジアルコンプレッサ | （三 菱 重 工 業 松尾栄人 氏） |
| (6) 高温燃焼器 | （川 崎 重 工 業 谷村篤秀 氏） |
| (7) 高温タービン | （三 井 造 船 手島清美 氏） |
| (8) ジェットエンジンの電子制御 | （航空宇宙技術研究所 遠藤征紀 氏） |

その他詳細につきましては後日案内書をお送り致します。

§ 第12回ガスタービン定期講演会開催案内 §

第12回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。

なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開 催 日：昭和59年6月1日（金）

場 所：機械振興会館（東京・芝）

シンポジウムのご案内

下記の要領でシンポジウムを企画いたしております。奮って御参加下さい。

日 時：12月9日（金） 13：30～

場 所：航空宇宙技術研究所 6号館会議室

テーマ：“ガスタービンと新材料”

- | | |
|-------------------|----------------|
| 1. ガスタービン材料の最近の動向 | 塩 入 淳 平 氏（東 大） |
| 2. ガスタービン用耐熱材料 | 中 川 幸 也 氏（IHI） |
| 3. FRMの現状 | 渡 辺 治 氏（金材研） |
| 4. セラミックスとコーティング | 松 末 勝 利 氏（航技研） |

ガスタービンセミナー（第12回）のご案内

1. 日 時：昭和59年1月18日（水） 19日（木） 10：00～16：30

2. 場 所：機械振興会館地下2階ホール（港区芝公園3-5-8 TEL 434-8211）

3. テーマ：ガスタービンの最近の動向と新技術

4. 演題並に講師予定

A. 最近の動向

- | | |
|------------------|--------------------|
| (1) 複合サイクルガスタービン | （日 立 製 作 所 星野和貞 氏） |
| (2) 自動車用ガスタービン | （日 産 自 動 車 山崎慎一 氏） |
| (3) 航空用ガスタービン | （石川島播磨重工業 石川 達 氏） |

B. 新 技 術

- | | |
|-------------------------|--------------------|
| (4) 数値計算空気力学とガスタービン | （航空宇宙技術研究所 田村敦宏 氏） |
| (5) ラジアルタービン・ラジアルコンプレッサ | （三 菱 重 工 業 松尾栄人 氏） |
| (6) 高温燃焼器 | （川 崎 重 工 業 谷村篤秀 氏） |
| (7) 高温タービン | （三 井 造 船 手島清美 氏） |
| (8) ジェットエンジンの電子制御 | （航空宇宙技術研究所 遠藤征紀 氏） |

その他詳細につきましては後日案内書をお送り致します。

§ 第12回ガスタービン定期講演会開催案内 §

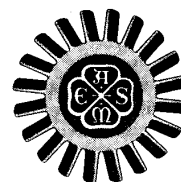
第12回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。

なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開 催 日：昭和59年6月1日（金）

場 所：機械振興会館（東京・芝）

the gas turbine division newsletter



August, 1983

THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS

N.R. Dibelius: Reflections of the Outgoing Chairman



The past year (July 1, 1982 thru June 30, 1983) was another very successful one for the ASME Gas Turbine Division. It is a great source of satisfaction to know that the International Gas Turbine Conference and Exhibit in Phoenix, Arizona, March 1983, was the most successful domestic conference to date. Especially since it was the first conference conducted by the newly created Exhibit Manager's office in the Atlanta International Gas Turbine Center. It is even more satisfying to realize that the success of the Division continues to improve regardless of the fact that the world-wide turbine market decreased about 25% during 1981. Even so, it is still a multi-billion dollar per year industry. That decline now appears to have reversed and is expected to see a slow, but steady, growth over the next five to ten years. ASME's Gas Turbine Division continues to play an important role in integrating all the activities necessary to support and contribute to the health of the gas turbine industry.

Through a well-rounded technical program, information is disseminated among consultants, users, engineers, government agencies,

aircraft engine manufacturers, university professors and heavy-duty gas turbine manufacturers. Dissemination of gas turbine technical information helps provide the infrastructure necessary to support the industry and its continuing growth.

Gas turbine conferences provide a public forum where up-to-date information is presented by gas turbine industry engineers engaged in application, research, development, design, manufacture, systems analysis, fuels, education and environmental impact. Although the heart of the conference is a strong technical program, the exhibit portion provides the opportunity for conference participants to see actual equipment and talk to equipment manufacturers.

Also during the past year, a Basic Gas Turbine Home Study Course was completed and is now in the pilot phase of evaluation. The course was developed by Arizona State University and is sponsored, underwritten and administered by the Gas Turbine Division. In addition, a course "Fluid Dynamics of Turbomachinery" was sponsored by the ASME Gas Turbine Division's International Gas Turbine Center and was given this summer at Ames, Iowa.

I would like to express my gratitude to the Executive Committee, the Staff of the International Gas Turbine Center in Atlanta, the Staff of ASME, the Technical Committee and Special Committee chairmen and members, to

the authors and especially to the organizations who support the Gas Turbine Division's activities. I am confident that the gas turbine industry will continue to be very healthy, especially since gas and liquid fuels have become more abundant, and that ASME Gas Turbine Division will continue to play an important role in the continued growth and prosperity of the industry.

A.J. Wennerstrom, Chairman, 1980-1981: Lessons Learned from Managing Conference Programs

One of the pleasures of being an ex-chairman of nearly anything is that one can look back on the experience as having been an interesting chapter in life, but one which is still a relief to have over. One of the drawbacks is that having once held that conspicuous position, involved persons for years afterward view you as fair game for lodging legitimate complaints. This is often not inappropriate and, in fact, has been the inspiration for this article.

This article has two objectives. One is to clarify to as many potential contributors as

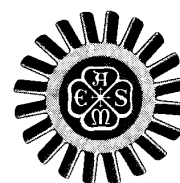
... continued on page 2



1984 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit Amsterdam, The Netherlands June 3-7, 1984

Gas Turbine Division

The American Society of Mechanical Engineers



- Over 5000 Expected to Participate and Attend.
- Over 175 Exhibitors Expected to Occupy More than 100,000 Sq. Ft. of Two Modern Exhibit Halls.
- Over 300 Refereed Gas Turbine Technical Papers Expected to be Published and Available for Distribution at the Conference.

GAS TURBINE DIVISION
The American Society of Mechanical Engineers



International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA
Telephone: (404) 451-1905

continued from page 1....

possible how the Gas Turbine Division paper review process is supposed to work. The other is to clarify to as many Technical Committee members as possible, who usually form the nucleus of session organizers and reviewers, just what their responsibilities are to the contributing public when they accept such an assignment.

Three months is normally allowed for the review and revision process. Once reaching the Session Organizer, a paper is usually sent to three reviewers within one to two weeks. A typical reviewer will return the paper within a month. When at least two reviews are back, the Session Organizer contacts the author, requesting that he prepare his paper in final form, usually with some revisions. More than half of all papers submitted are only acceptable with revisions, and more than three-quarters of papers dealing with highly technical topics usually require revision. About ten percent of papers submitted are considered so seriously deficient in one respect or another that they are impractical to salvage for the conference in question. These are responded to directly by the Review Chairman.

Acceptance of the role of Session Organizer implies acceptance of the responsibilities of identifying qualified reviewers, insuring that reviews are accomplished expeditiously and, in most cases, advising the author what revisions are required to render his paper acceptable. A paper should rarely be sent to a prospective reviewer without first obtaining his commitment to do it over the telephone. When three to four weeks have gone by and a review has not been returned, there is no substitute for a personal telephone call to the reviewer to inquire about its status. Follow-up is possibly the single most important detail to insure timely completion.

Those who agree to review a paper should try to do it within a couple of weeks. Be realistic. Don't accept it if you can't do it in a reasonable time frame. If you agree to it, get it done either personally or by delegating it to a qualified associate. If you receive one in the mail without warning, do it if you can; otherwise, return it immediately.

Authors who submit their papers by the published deadline should expect a response from the Session Organizer within six to eight weeks at most. If you haven't heard from him, telephone or wire him to inquire.

W.G. Steltz GTD Program Chairman: Technical Attractions at 1983 JPGC

The program for the 1983 Joint Power Generation Conference has been completed and comprises a total of 51 panel and paper sessions. The Conference theme "Racing Into The Eighties" reflects the spirit of Indianapolis and

the progressive posture of the power industry. The meeting will be held from September 25-29 at the Hyatt Regency Hotel, Indianapolis, Indiana. Darrell V. Menscer, President and Chief Operating Officer of Public Service of Indiana, will present the keynote address on Monday morning.

Of the 51 technical sessions, ASME Gas Turbine Division is sponsoring eight, four of which are panel sessions and four are paper sessions. The panel sessions emphasize the combustion processes and the utilization of coal in gas turbine engines; the panel session titles are:

- Coal—a Fuel for Gas Turbines
- Catalytic Combustion Concepts of Gas Turbine Engines
- Fluidized Beds
- Coal Fired Gas Turbine Plants.

The paper session titles are: Gas Turbine Technology Advances; Fluid Dynamics of Power Generation Related Turbomachines; Advanced Combustor Design Concepts for Gas Turbine Engines, and Fuel Flexible Combustors for Gas Turbine Engines.

Three interesting tours are planned in addition to the technical program. The first, on Tuesday and Wednesday afternoons, is a visit to the Allison Gas Turbines' research and development and engine production facilities. The second tour, on Thursday morning, is to Indiana's first nuclear plant, the Marble Hill Nuclear Power Station of Public Service of Indiana. The final tour, on Thursday afternoon, is to the Indianapolis Coke Plant of the Citizen's Gas and Coke Utilities Co.

The 1983 JPGC marks the second year of concentrated participation since the Gas Turbine Division's decision to de-emphasize the Winter Annual Meeting and concentrate more on JPGC. For comparative purposes, we successfully sponsored nine out of the 56 sessions in 1982 and this year, eight of 51 sessions.

Thru The Years— With R. Tom Sawyer



The ASME Gas Turbine Division's Executive Committee has now decided to have our main Conference every other year in Europe. Next year (1984) it will be in Amsterdam; they are cooperating with us extremely well. We may even have a bigger Conference (including both papers and exhibits) than we had in London in 1982. Amsterdam is a very good location as it is close to many countries like Germany, Switzerland, Belgium and France as well as the United Kingdom.

Only a few years after this Division was formed in 1947, the Executive Committee made an excellent change. Instead of the Chairman leaving the Executive Committee

after he is no longer Chairman (as it is done with most of the other divisions) we keep the Chairman for another year. This not only allows the past Chairman to handle finances but also to help the new Chairman and others since he has been with the Executive Committee longer than anyone else. This experience is very important for the smooth operation of the Division.

Government Activities Report

Eugene Zeltman, Chairman of ASME Gas Turbine Division's Legislative and Regulatory Affairs Committee has alerted the Division to two general movements in Washington which could have significant impact on the gas turbine industry:

- The EPA is once again studying the issues of New Source Performance Standards for Gas Turbines. Manufacturers have been requested to furnish updated emissions data for their units. The first set of New Source Performance Standards for Gas Turbines was issued by EPA in 1979. There is a legal requirement to review these standards once every four years.

- Congress is considering the repeal of the Powerplant and Industrial Fuel Use Act (PIFUA). Currently contained in the Natural Gas Deregulation Bill as Title V, this legislation is before the U.S. Senate. If this bill passes in its present form, it would remove the current restraints on the use of oil and natural gas in simple cycle and combined cycle gas turbines.

ASME Journal of Engineering for Power

Approximately 85% of all papers published in the ASME Journal of Engineering for Power are from ASME Gas Turbine Division. Therefore, persons active in Gas Turbine Divisions may be interested in the following information on subscriptions to the Journal:

ASME members—\$36/year (four volumes)

Non-members—\$90/year

Single copies—\$24 for ASME members and non-members

To order, contact: ASME Order Department, United Engineering Center, 345 E. 47th St., New York, N.Y. 10017—(212) 705-7703.

Gas Turbine Film Available For Free-Loan

The ASME film, GAS TURBINES-PROVEN PAST, FUTURE POWER (No. 15910) is available for loan without charge by contacting: Modern Talking Picture Service; 5000 Park Street, North; St. Petersburg, Florida 33709, 813/541-5763.

Profile:

A.A. Mikolajczak, ASME Gas Turbine Division Chairman (’83-’84)



Dr. A.A. (Alek) Mikolajczak is Vice President, Engineering at Rohr Industries, Inc., Chula Vista, California.

Prior to joining Rohr in 1982, he was Corporate Director of Technical

Planning for United Technologies Corporation with responsibility for assessing, coordinating, and planning of activities in propulsion, turbomachinery and electronics. His earlier assignments at U.T.C. from 1966 to 1979 were with Pratt & Whitney Aircraft Group, as Project Engineer in compressor research; Assistant Chief Engineer with responsibility for compressors, aeroelasticity and acoustics; Manager of Aerodynamics, Thermodynamics and Control Systems with responsibility for coordination of technology activities within the divisions of P&WA for the areas of fans and compressors, turbines, combustors and augmentors, nozzles and nacelles, controls and fuel systems, aeroelasticity, instrumentation, noise and emissions.

Before joining United Technologies Corporation, Dr. Mikolajczak held the appointment of Professor at the Massachusetts Institute of Technology where he taught airbreathing and rocket propulsion. His early experience as an engineer was at Rolls-Royce, Derby, England.

Dr. Mikolajczak received his B.A., M.A. and Ph.D. in Engineering from Cambridge University, England, specializing in aerodynamics and thermodynamics. He also completed a management development program at the Hartford Graduate Center of Rensselaer Polytechnic Institute and has published numerous technical papers in the areas of compressor aerodynamics, aeroelasticity and nacelles.

Dr. Mikolajczak is a Fellow of ASME and has been very active in the ASME as a member of Gas Turbine Division's Turbomachinery Committee (Chairman 1974-76) and Technical Program Chairman for the 1978 International Gas Turbine Conference in London. He was a member of the Gas Turbine Power Award Committee (1972-74) and also a member of the Fluid Machinery Committee of the Fluids Engineering Division.

He is an Associate Fellow in the American Institute of Aeronautics and Astronautics, a member of the AIAA Aerospace Technical Council and member of NASA (Ames) Technical Steering Group for the Numerical Aerodynamic Simulator.

CALL FOR PAPERS 1984 ASME International Gas Turbine Conference, Amsterdam

Time is extremely short for getting papers in to the 1984 Amsterdam Gas Turbine Conference's technical program; manuscripts should be in by early September. Therefore, prospective authors should make immediate contact with session organizers or committee chairmen to establish "feasibility" of a place on the program. Green Sheets must precede manuscripts.

GTD Coal Utilization Committee Session on Deposition, Corrosion, Erosion

Papers are being solicited dealing with experiments, analytical modeling and power plant experience. Contact: Dr. Rishi Raj, The City College, Department of Mechanical Engineering, Convent Ave. at 138th Street, New York, NY 10031, phone (212) 690-6707.

GTD Heat Transfer Committee Sessions on Gas Turbine Cooling and Heat Transfer Technology

Appropriate topics include, but are not limited to: cooled turbine experiments, experimental methods, heat transfer and metal temperature analyses, boundary layer analyses, film cooling, airfoil internal cooling, disk cooling, combustor liner cooling, combustor heat load from new fuels and combustor heat transfer analyses. Those papers which are most directed to combustor heat transfer will be assigned to a jointly sponsored session. Contact: Dr. Ronald E. York, Allison Gas Turbines, Division General Motors, MS U26, P.O. Box 894, Indianapolis, IN 46206, phone (317) 242-4446 in the U.S. or Professor Sigmar Wittig, Institut für Thermische Stromungsmaschinen, Universität Karlsruhe, Kaiserstrasse 12, D-7500 Karlsruhe 1, Federal Republic of Germany.

Gas Turbine Book

"Turbo-Machines: A Guide to Design, Selection and Theory," was written by O.E. Balje, a well-known engineering consultant particularly in the area of radial turbines and compressors. This book is ideal for preliminary design, system design, and performance engineers as well as students and instructors.

The selection of the most suitable turbomachine to use within given specifications is the focus of this new book. The author gives a thorough presentation of the theory of turbomachines, covering design point as well as off-design performance for operation with both compressible and incompressible media. An effort has been made to represent nearly all turbomachines including specific purpose machines such as those developed for

aerospace applications.

"Turbomachines, A Guide to Design, Selection, and Theory" by O.E. Balje is published by Wiley-Interscience 1981.

Coal Fired Gas Turbines: An Old Dream Revisited

Here are some highlights from the Keynote Address at the 1983 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit by A. A. Pitrolo, Director, Morgantown Energy Technology Center, U.S. Department of Energy.

"A new R&D direction being taken by the Fossil Energy Office in the U.S. Department of Energy (DOE) is aimed at direct coal-fired gas turbines, i.e., 'The marrying of coal or coal-derived fuels with gas turbines.'

"It is recognized that this approach is not new; but the thrust in turbine design has been to achieve better efficiency, primarily through increases in firing temperatures. This, of course, is to offset the rising cost for oil and gas. Remember not too many years ago when 75¢/MMBtu gas was considered to be high and out-of-sight. Now, we are adjusting to \$4 to \$8 gas. Imagine the revolution that would occur today if coal fuels at \$2 to \$3 per million Btu's could be satisfactorily used in gas turbines. The advantages of gas turbine systems march to the forefront—short lead times, factory built modules, low capital costs, and now domestically secure fuel supplies. No longer would the turbine market become a victim of international politics. A critical strategic dimension is added—a very low and protected cost of usable energy. These appear to be very worthy objectives."

Three major points were discussed in the talk: (1) a review of the experimental data starting with the notable failures and successes up through current work that may modify or at least explain those early results; (2) review of some recent technology that may couple coal in a much cleaner form used with turbines; and (3) a summary of the areas that still remain uncertain and are intended to be addressed in the recently initiated DOE program.

BAMMERT AWARDED HONORARY MEMBERSHIP IN ASME

It is with great pleasure that we observe that the high award of "Honorary Membership in ASME" will be bestowed on Karl Bammert, Professor Emeritus, University of Hannover, Germany, at the ASME Winter Annual Meeting in Boston on November 17, 1983.

"For his many research contributions on all phases of fluid machines and gas turbines; . . . and for his contributions to the activities of the ASME Gas Turbine Division."

Services Available From THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

- The ASME Gas Turbine Division's Committee Roster is a directory of all administrative and technical committee members. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee member's name and address. The 1983-84 edition will be printed soon and will be sent to everyone listed in it. Others may request a free copy.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Division Conferences dating back to 1957. The Directories are available without charge and individual papers may be purchased from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER for \$5.00 each prepaid.
- The ASME Gas Turbine Division's Annual Gas Turbine Technology Report is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. The Report is sent to ASME Gas Turbine Division's Technical Committee members, exhibitors and contributors to the Report. Others may request a free copy from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. Copies of the 1982 and 1983 editions of the Technology Report are still available.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER'S correspondence course on Basic Gas Turbine Engine Technology is currently being developed. The course should be available to the public in 1984.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors the ASME Turbomachinery Institute's Fluid Dynamics of Turbomachinery program. The latest program was held in Ames, Iowa in July and the next course will be conducted in 1985.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes and distributes without charge approximately 13,000 copies of the quarterly ASME Gas Turbine Division's Newsletter. Persons interested in receiving a complimentary subscription should contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is the source for information on exhibiting and participating in the 1984 International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Amsterdam, June 3-7.

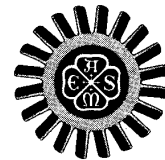
The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is sponsored by the ASME Gas Turbine Division and funded primarily with income received from Division activities such as the annual INTERNATIONAL GAS TURBINE EXHIBIT.



GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers



International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA
Telephone: (404) 451-1905



1983 Fluid Dynamics of Turbomachinery Course

ASME Gas Turbine Division's International Gas Turbine Center sponsored the Turbomachinery Institute's 1983 Fluid Dynamics of Turbomachinery Course recently completed in Ames, Iowa. Despite the economic recession, 21 students enrolled for the Course. Further, because of the Course's high quality and its contribution to the gas turbine industry, the ASME Gas Turbine Division's Executive Committee has decided to again sponsor the next offering of the Course which will be in 1985.

FUTURE ASME GAS TURBINE DIVISION CONFERENCES and EXHIBITS

1984 JUNE 3-7
International Exhibition and
Congress Centre RAI
Amsterdam, The Netherlands

1985 MARCH 17-21
Albert Thomas Convention
Center
Houston, Texas

GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers EXECUTIVE COMMITTEE 1983-1984

CHAIRMAN
A. A. MIKOLAJCZAK
Rohr Industries, Inc.
P.O. Box 878
Chula Vista, CA 92012
619-691-2478

VICE-CHAIRMAN
GEORGE K. SEROVY
Mechanical Engineering Bldg.
Iowa State University
Ames, IA 50011
515-294-2023/1423

CHAIRMAN OF CONFERENCES
H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney Canada
P.O. Box 10
Longueuil, Quebec J4 K 4X9
Canada
514-647-7574

REVIEW CHAIRMAN
GEORGE OPDYKE, JR.
AVCO Lycoming Div.
550 South Main St.
Stratford, CT 06497
203-385-3212
Telex: 964242

FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN
NORMAN R. DIBELIUS
General Electric Co.
1 River Road, Bldg. 53-322
Schenectady, N.Y. 12345
518-385-9674

DIRECTOR, OPERATIONS
DONALD D. HILL
International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, GA 30341
404-451-1905

MANAGER, EXHIBIT AND INFORMATION SERVICES
DAVID H. LINDSAY
International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, GA 30341
404-451-1905

ADMINISTRATIVE ASSISTANT
SUE COLLINS
404-451-1905

STAFF ASSISTANT
CLAIRE HOWARD
404-451-1905

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

ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
Stal-Laval, Inc.
525 Executive Blvd.
Elmsford, N.Y. 10523
914-592-4710

NEWSLETTER EDITOR
ROBERT A. HARMON
25 Schalen Drive
Latham, N.Y. 12110
518-785-8651

the gas turbine division newsletter

Volume 24, Number 3, August 1983

Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, A.S.M.E., 4250 Perimeter Park South, #108, Atlanta, Georgia 30341, USA, (404/451-1905). Donald D. Hill, Director of Operations; David H. Lindsay, Manager, Exhibit and Information Services; Sue Collins, Administrative Assistant; Claire Howard, Staff Assistant.

Chairman: A. A. Mikolajczak
Rohr Industries, Inc.
Chula Vista, California

Vice Chairman: George K. Serovy
Iowa State University
Ames, IA

Editor: Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, New York

Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer
Ho-Ho-Kus, New Jersey

Publisher: Donald D. Hill
International Gas Turbine Center
Atlanta, Georgia

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER
Gas Turbine Division
The American Society of Mechanical Engineers
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA

ADDRESS CORRECTION REQUESTED

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

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き440字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1900字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13、
第3工新ビル
(Tel. 03-365-0095)

自 由 投 稿 規 定

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

技 術 論 文 投 稿 規 定

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

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第11巻 第42号

昭和58年9月10日

編 集 者 森 下 輝 夫

発 行 者 須之部 量 寛

(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