随筆　ガスタービン開発の一つ歴史

㈱日立エンジニアリングサービス　樗　木　康　夫

朝鮮戦争当時，九州大学に在学中だった私は毎日のように板付飛行場から飛び立つ米軍ジェット機の騒音で先生の講義も一時中断という経験をしながら，昭和30年に学生生活と別れをつげ日立製作所に入社した。当時日立工場では試作1,100 kWのガスタービンが試験中で，設計室の中でも猛烈な騒音に悩まされたことが強く印象に残っている。数年後，直接ガスタービンの業務に携わるようになったが，ここでは日立製作所のガスタービンの戦中，戦後の研究開発から商用第1号機までの苦闘の時代を振り返ってみたい。

1．こと始め[1]

昭和11年某日，時の海軍航空本部長の山本五十六中将（後の聯合艦隊司令長官，元帥）は芝の水交社に日立製作所の小平浪平社長を招いて海軍航空の現状を説明し，国防上，飛行機の価値がますます高くなり生産上の大きな要求が出て来るので技術者を養成し，航空工業の裾野を拡げておくために日立の協力を求めた。

小平社長はその席で「一切をいとわず，ご奉公いたしましょう」と答え，後に日立航空機を設立し，零式練戦など練習機を主体に相当数生産している。また，このことが排気タービン過給機や“ネ-230”のこと始めとなり，現在の日立製作所のガスタービンの手始めとなったということができる。

2．排気タービン過給機

昭和13年8月，海軍航空技術廠より排気タービン過給機の試作研究を命ぜられ，当時の最先端の新製品に向って真剣な研究を開始した。この試作機は500 HP用で，その仕様は予圧高度7,000～12,000 m，空気量0.425 kg/s，回転数25,000 rpm，ガス温度常用800°Cであり，翼車の結合は溶接式で，軸受は両側とも内側に入れ，タービンも圧縮機も翼車をオーバハングさせる構造で，昭和15年春に完成させることができた。その後，試験中にタービンブレード5枚が溶接部から破断する事故が発生し，溶接と耐熱鋼の研究を大々的に推進することになる。この研究の成果を折り込んだ改造機は昭和16年3月に良好な成績で試験を終了する。続いて数次の試験を行なった後，65時間の耐久運転試験が終了したのは昭和16年11月のことであった。

この耐久運転の成功で排気タービン過給機の実用化が一歩前進することとなり，次の試作機として渡洋爆撃機と呼ばれた“96陸攻”の750 HPエンジン用5台を受注し，昭和17年6月に150時間の耐久運転を完了する。前年の12月8日，第2次大戦が開始され，緒戦以来破竹の快進撃と大戦果が続けられたが，日立の排気タービン過給機も1,000 HP用，1,500 HP用，2,000 HP用と次々に試作機が完成されていく。

試作機は日立工場で製作されたが，生産設備を拡充するため昭和18年5月に高萩工場が排気タービン過給機の専用工場として誕生した。この高萩工場で1,500 HP用を中心に製作し，昭和20年8月の終戦までに800台の排気タービン過給機が陸海軍に納入された。

3．ジェットエンジン“ネ-230”

昭和19年7月，駐独武官の巖谷技術中佐が潜水艦でドイツから運んだBMW 003 Aジェットエンジンの断面図の写真を海軍航空技術廠から渡され，これを参考にしてジェットエンジン“ネ-230”の緊急試作を命じられた。

当時，戦局は日に日に不利になりつつあり，航空機の性能向上が求められ，特に燃料事情も加わって起死回生の新兵器としてジェットエンジン付航空機を短時間で開発することが緊急課題となっていた。

これより1年前の昭和18年秋，海軍の命により高速魚雷艇用2,800 HPガスタービン“KGT”の試作を開始し，軸流圧縮機の設計や燃焼器さらにタービン翼材の開発に苦労しながら製作を推進し

（平成7年6月30日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

試作機は完成するが，爆撃を受けて破壊され試運転をすることなく不幸な結末となっていた。

“ネ-230”は排気タービン過給機や“KGT”の研究開発ならびに製作の経験を活用し，かつ“KGT”で集めた資材を利用し工場の総力をあげて取組んだ。昭和20年3月1号機の組立を完了し高萩工場に設けた試験場に輸送し試験を開始することになる。燃料ポンプの不具合，タービン入口ガス温度の不均一や潤滑油の油もれに苦労しながらも4月末には規定回転数9,000 rpmに到達し，5月末には性能試験を終了することができた。

6月10日，日立工場は米軍の大爆撃により壊滅的打撃を受けるが，組立完了状況にあった2号機は幸い難をまぬがれ高萩工場におくられた。しかし，試験中に8月15日の終戦の日を迎えることになる。“ネ-20”は橘花に搭載され見事初飛行に成功した話は有名であるが，“ネ-230”は中島飛行機の“キ-201”防空戦闘機（通称　火竜）に搭載されることになっていたが実現に至らなかった。

4．試作1,100 kW ガスタービン

戦後の空白期間を経て，ようやく落着きを取戻した昭和25年，戦時中の経験に加え，海外の実状を調査してガスタービンの研究を再開した。

当初は研究所において軸流圧縮機などの各種基礎研究から始められたが，ガスタービンの将来の需要に対応すべく昭和28年試作に着手し昭和29年に完成した。

この試作機は定格出力1,100 kW，圧力比4.3，タービン入口ガス温度700°Cで，再生器を設けて効率の向上を計るとともに，2軸とし，高圧軸で負荷を低圧軸で圧縮機を駆動する方式で，部分負荷効率を改善するという画期的なものであった。

昭和34年まで，この試作機をもとに各種の研究改良が加えられ成果をあげた。しかし，当時のガスタービンの市場はまだ熟するに至らず商用機として生産されるまでに至らなかった。

5．日本石油化学殿納6,000 kW ガスタービン

昭和30年代の後半，国内では産業用を中心としてガスタービンの需要がようやく萌芽し始め，また電力用としても将来を期待されるようになってきた。国内業界でも外国有力メーカと技術提携を行い小規模ながら生産を開始するに至っていた。

このような状況のなかで日立も紆余曲折を経て，昭和39年8月米国のGE社と共同製作協定を締結することになった。契約ができたからには一日も早く技術を習得し，本格的なガスタービンを製作したいという希望に燃え，血のにじむような努力が実を結び待望の1号機を日本石油化学㈱殿より受注したのは昭和40年7月のことである。

この1号機は出力6,000 kWの2軸機で排熱ボイラ付であり，タービン入口ガス温度800°C，圧力比6，燃料は石油化学プラントのプロセスガスを使用するものであった。しかし，最大の問題点は納期で，受注から運転開始まで1年という極めて厳しい条件がついており，短納期がセールスポイントの一つになっていたこともあり全力をあげて頑張った。工場組立完成後，始めて着火に成功した時の感激は今でもありありと思い出すことができる。燃焼器のピープホールから中をのぞくと燃焼器ライナーのルーバーを通して見える火炎にしばし我を忘れたものである。

受注から丁度1年後の昭和41年7月20日無事官庁検査に合格し約束どうり顧客に引き渡すことができた。この1号機完成後日立では400台強，1,200万kWのガスタービンを世に送り出し，国内はもとより海外にまで広く使用され今日に至つている。

＊　＊　＊

戦後50年，間もなく50回目の終戦記念日を迎える。日立のみならず多くの企業でも，それぞれの時代を担い技術を支えてきた多数の先達があって今日のガスタービンがある。戦中，戦後の苦難の時代，当時は現在のようにコンピュータもなければCFDといった技術もなく，物資不足で耐熱材料の入手も困難という時代にあって，寝食をわすれ不眠不休の努力で驚くべき短期間で試作機を完成し，初期のジェットエンジンやガスタービンの開発に尽力され尊い足跡を残された多くの先輩の功績を忘れてはならない。

ガスタービンにようやく春が訪れた。本会を中心としてガスタービンが今後ますます発展し続けることを願っている。

参考文献

(1)　阿川弘之，山本五十六（上巻），新潮社

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

論説・解説

航空ガスタービンエンジンにおける最近のシール技術

イーグル EG&G エアロスペース㈱　村　上　昌　也

1．まえがき

航空ガスタービンエンジンは軽量化，高効率化に向けてさまざまな改善，並びに，研究開発が進められている。中でも圧縮機，タービンの翼形状の最適化については多数の会議，文献で報告されている。エンジンの高効率化技術は，極端に言えば無駄を排除する技術と言い換えることができる。シールとは，まさに無駄を排除するための機能部品で，エンジンの高効率化において果たすべき役割は大きい。このようなことから，最近ではシール技術に関連した報告も次第に増えつつある。

ガスタービンエンジンに使用されるシールは大きく分けて，ラビリンスシール，カーボンシールに代表される回転部のシール（ダイナミックシール）と，金属並びに非金属ガスケットに代表される静止部のシール（スタティックシール）の2種類に分類される。ダイナミックシール，スタティックシールの用途，名称による分類を表1に示す。

本稿では，ガスタービンエンジンに適用されているシールの中で，ダイナミックシールの最近の動向について述べる。

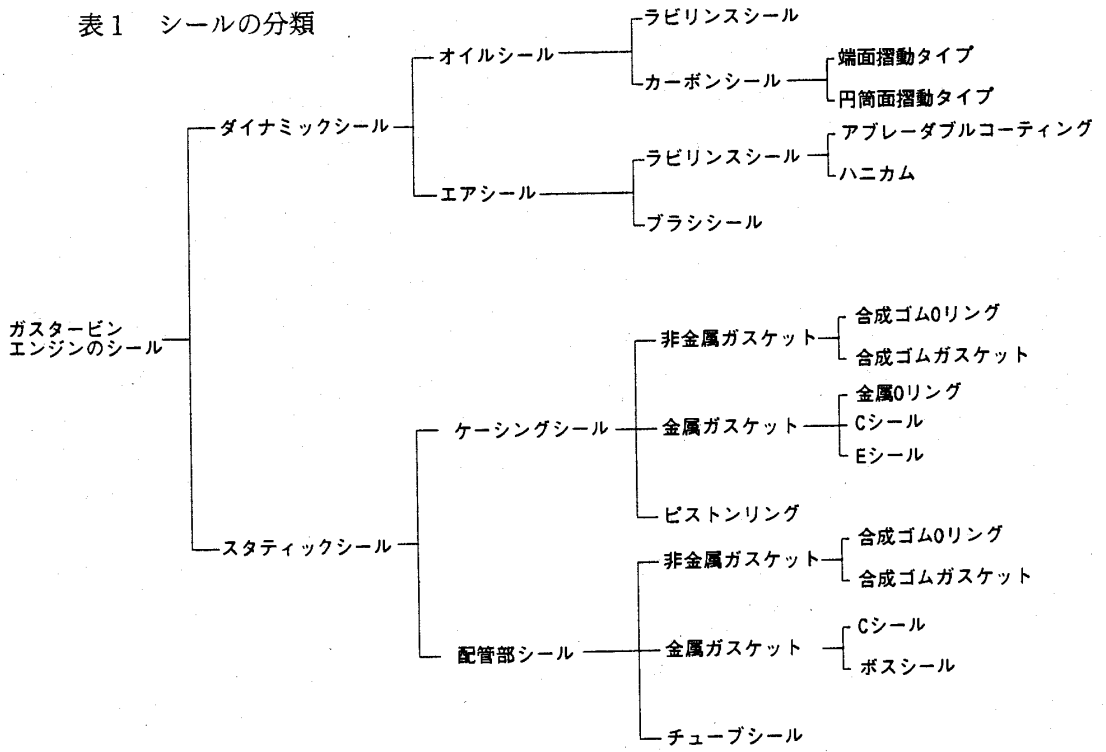
2．ダイナミックシールの動向

2.1　オイルシール

(1)　オイルシールの現状

オイルシールは，ベアリング室の潤滑油がステータとロータの間の回転部からエンジンの内，外部に漏洩するのを防ぐことを主目的としたシールである。潤滑油の漏洩を防止するメカニズムは，表1のどのタイプのオイルシールも共通で，圧縮機によって加圧された空気（シールエア）とベアリング室の圧力差を利用している。ラビリンスシールの場合，ラビリンスシールと相手ステータとの間にクリアランスのある非接触シールであるため，ベアリング室内部へのシールエアの漏れ込み量が多く，エンジン効率の点で不利である。また，圧縮機後段の高温高圧空気をシールエアとし

表1　シールの分類



（平成7年6月22日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

て利用する場合，高温のシールエアが多量にベアリング室へ漏れ込むことになり，潤滑油の劣化が懸念される。

(2) 高性能オイルシール

軍用エンジンではエンジン性能向上のために，ラビリンスシールに代わって端面摺動タイプカーボンシールや，円筒面摺動タイプカーボンシールが30年以上も前から使用されている。また，一部の民間エンジンには端面摺動タイプカーボンシールが使われている。更に最近はカーボンシールを採用するエンジンが増加する傾向にある。図1に端面摺動タイプカーボンシールの構造図を，図2に同タイプシールの使用構造例を，図3に円筒面摺動タイプカーボンシールの構造図を，図4に同タイプシールの使用構造例を示す[1]。端面摺動タイプカーボンシールは通常フェイスタイプシールと呼ばれており，シールリングと，ロータに固定され回転するメイティングリングとが，軸と直角の端面で摺動しシールする。シールリングの材料としては，自己潤滑性のあるカーボングラファイトが使用されている。メイティングリングの摺動面には耐摩耗性にすぐれたクロムカーバイド等のコーティングが施されている。フェイスタイプシールでは，静的二次シールには金属製のピストンリングが使用されている。

一方，円筒面摺動タイプカーボンシールは通常セグメントタイプシールと呼ばれ，シールリングの内径面と，ロータに固定され回転するシールランナー外径面とが，円筒面で摺動しシールする。シールリングはフェイスタイプシールと同様にカーボングラファイトを材料としている。また，シールリングは数断片（セグメント）に分割され，

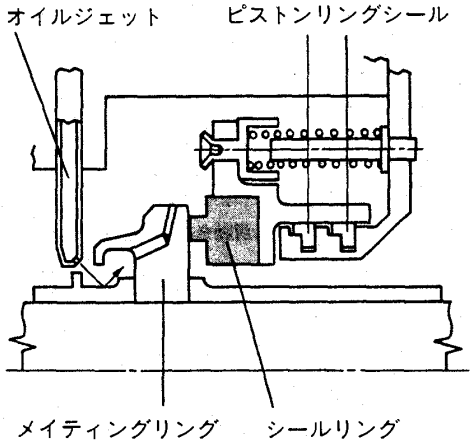


図1 端面摺動タイプカーボンシールの構造

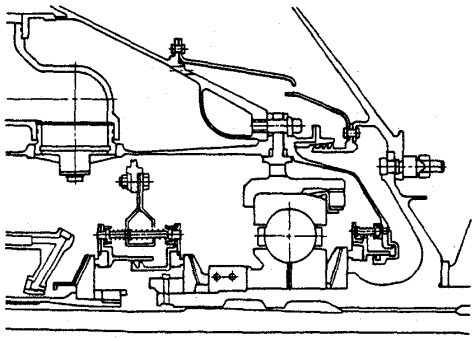


図2 端面摺動タイプカーボンシールの使用構造例

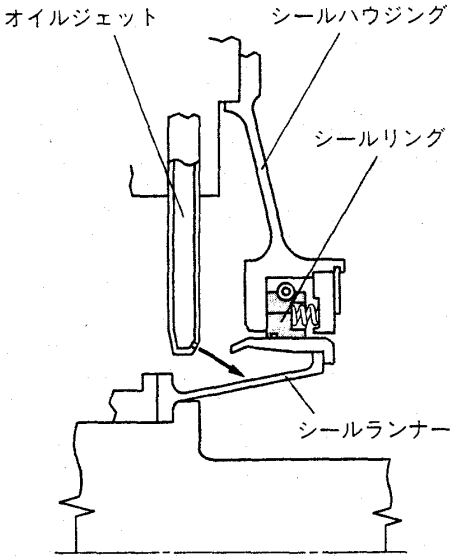


図3 円筒面摺動タイプカーボンシールの構造

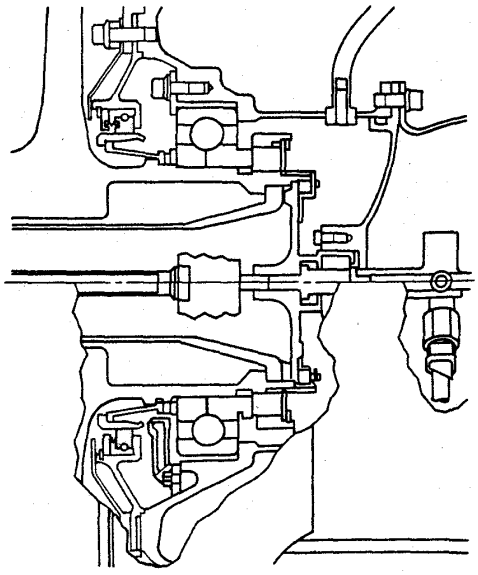


図4 円筒面摺動タイプカーボンシールの使用構造例

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

その分割数は3分割を最小に，シールのサイズ（シールランナー外径）が大きくなるにしたがって分割数も増える。セグメントタイプシールでは，シールハウジングとシールリングの接触面が静的二次シールを形成している。このため，セグメントタイプシールはフェイスタイプシールと比較してコンパクトな構造になっている。

次に，オイルシールの特性比較を表2に示す。カーボンシールはシール部がフェイスタイプシールでは端面で，セグメントタイプシールでは円筒面でそれぞれ接触摺動するため，シールの実用条件には摺動材料の使用可能限界による制限がある。性能面では，シールエアのベアリング室への漏れ込み量（シールエア消費量）がラビリンスシールと比較して数10分の1程度と少ない。このことが，高性能エンジンにはフェイスタイプシールやセグメントタイプシールが使用される理由である。

(3) オイルシールの将来動向

オイルシールの将来的な動向としては，エンジン性能向上を目的とした高温高圧化，さらに小型軽量化を目的とした高速化に伴い，オイルシールの使用条件も高温高圧化，且つ，高速化し，温度は673～773 K（400～500°C），圧力は0.98～1.47 MPa（10～15 kgf/cm²），周速は150～200 m/sと，非常に過酷になるものと予測される。また，オイルシールに許容されるシールエア消費量もエンジンの高効率化のために，ラビリンスシールでは実現できない低いレベルが要求される。このため，将来エンジンに適用するためのオイルシールは，現行シールの適用限界を広げた高性能シールであることが必要である。その一例として，現在研究開発が進められているシールとしてフィルムライディングシールがあげられる。これは産業用圧縮機などにおいて既に実用化されている動圧型非接触ガスシール[2]（図5）の応用発展型シールである。動圧型非接触ガスシールはシール面にスパイラル溝やレーレーステップを設け，軸の回転によって発生する動圧効果を利用してシールを非接触状態にしている。このため，動圧効果が不十分な低速条件ではシール面が接触摺動することになる。産業用圧縮機では負荷条件がほぼ一定しており，起動停止もほとんどなく，長時間連続で運転されるが，ガスタービンエンジンは起動停止の回数が多く，また運転中の使用条件変化も多い。従って，ガスタービンエンジンにフィルムライディングシールを適用する上では，シールの高温，高速化対応と共に，過渡条件における耐久性の確保が重要な課題となる。尚，図5はフェイスタイプシールの構造例だが，セグメントタイプシールにおいても動圧型非接触シール構造は対応可能で，産業用としてはセグメントタイプの動圧型非接触シールも実用化されている。

表2 オイルシールの特性

項目 ＼ シールタイプ		ラビリンスシール	端面摺動タイプカーボンシール	円筒面摺動タイプカーボンシール
実用条件	圧力(差圧)	特に制限なし	0.7 MPa Max	0.5 MPa Max
	周速	特に制限なし	100 m/s Max	150 m/s Max
	温度	特に制限なし	623K Max	623K Max
取付スペース		大	大	中
エアリーク量		大	小	小
オイルリーク量		小(構造に配慮要)	極小	小
発熱量		小	大	中
耐久性		大	中	中

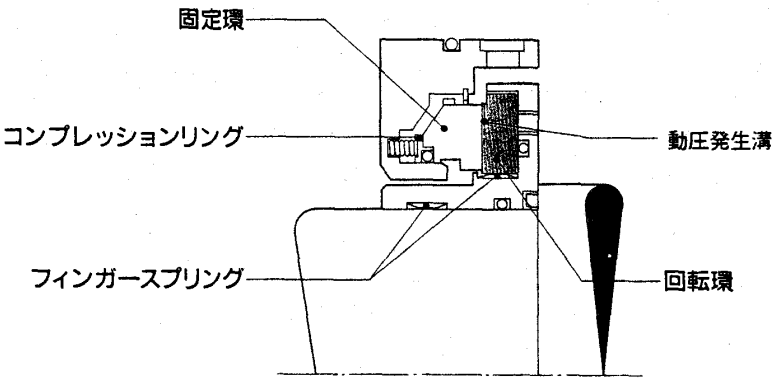


図5 動圧型非接触ガスシールの構造

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

2.2 エアシール

(1) エアシールの現状

エアシールは使用されるエアフローの種類によって大きく2系統に分類される。1つはメインガスフローで，圧縮機，タービンのインターステージ部やブレードチップのクリアランス部における隙間損失の低減のために使用される。もう1つはインターナルエアフローで，冷却空気の流量制御やベアリングに加わるスラスト荷重の制御のための圧力保持に使用される。

現在運用されているほとんどのガスタービンエンジンではエアシールとしてラビリンスシールを使用している。従来，ラビリンスシールはステータ側との接触，焼き付きを防止するため，十分に安全なクリアランスを開けた設計となっており，空気の漏れ流量が多く，エンジン性能向上の妨げとなっていた。

現在，ラビリンスシールの相手ケーシング内径面には，比較的柔らかく，ラビリンスシールのフィンが接触した時には自分自身が簡単に削り取られることによって，焼き付きの発生を防止するためのアブレーダブルコーティングが施されている。アブレーダブルコーティングを採用する場合，ケーシングとラビリンスシールの初期クリアランスは小さく設定しておき，エンジンのイニシャルランにおいてラビリンスシールのフィンがアブレーダブルコーティングを軽く削り，最小クリアランス状態を作り出すようなクリアランス設計がなされている。また，ケーシング内径面に金属ハニカムをライニングすることにより流路抵抗を増大させ，空気の漏れ流量を低減させることもある。

(2) 高性能エアシール

最近はラビリンスシールに代わる高性能エアシールとして，ブラシシールを採用するエンジンが増えつつある。以下にブラシシールの性能等について説明する。

(a) ブラシシールの構造上の特徴

ブラシシールの構造を図6に，外観写真を図7に示す。ブラシシールは図のようにロータの回転方向になびく方向で約45度傾いた状態で，かつ，緻密に束ねられた金属の細いワイヤと，ワイヤを挟む2枚のプレートから構成されている。ブラシシールが摺動するロータの外表面にはクロムカーバイト等の耐摩耗コーティングが施され，耐久性の向上や補修性を確保している。

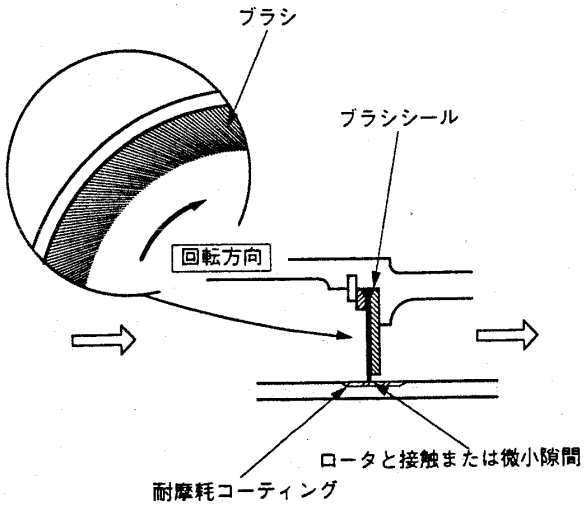


図6　ブラシシールの構造

ブラシシールの最大の特徴は，エンジンの運転サイクルにおけるステータとロータのクリアランス変化に対応して，ブラシシールのワイヤが柔軟に追随する能力を有していることである。図8にエンジン運転中のステータとロータのクリアランス変化の例[3]を示す。この図から判るように，アイドル運転状態から最高出力状態に向けての加速途中ではステータとロータのクリアランスが小さくなる。これは，加速中には，ロータが遠心力で急激に膨らみ，それに遅れてステータとロータの寸法が熱的に安定するためである。ラビリンスシールの場合，前述の様にアブレーダブルコーティングをステータに施し，初期クリアランスを小さく設定し，エンジンのイニシャルランでアブレーダブルコーティングを軽く削らせ（摩耗させ），最小クリアランス状態を作り出す考え方で設計，運用されている。ところがラビリンスシールでは，最小クリアランスであると言っても，実際にエンジンがパワーを必要としているテイクオフ時や，燃料消費率を低くしたいクルージング時には比較的大きなクリアランスとなり，性能上のネックになってしまう。更に，クリアランスを大きくする要因としては軸心の移動や軸振動もあり，エンジン運用において，徐々にラビリンスシールとケーシングの間のクリアランスは大きくなる傾向にある。

一方，ブラシシールにおいても高速でワイヤが

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

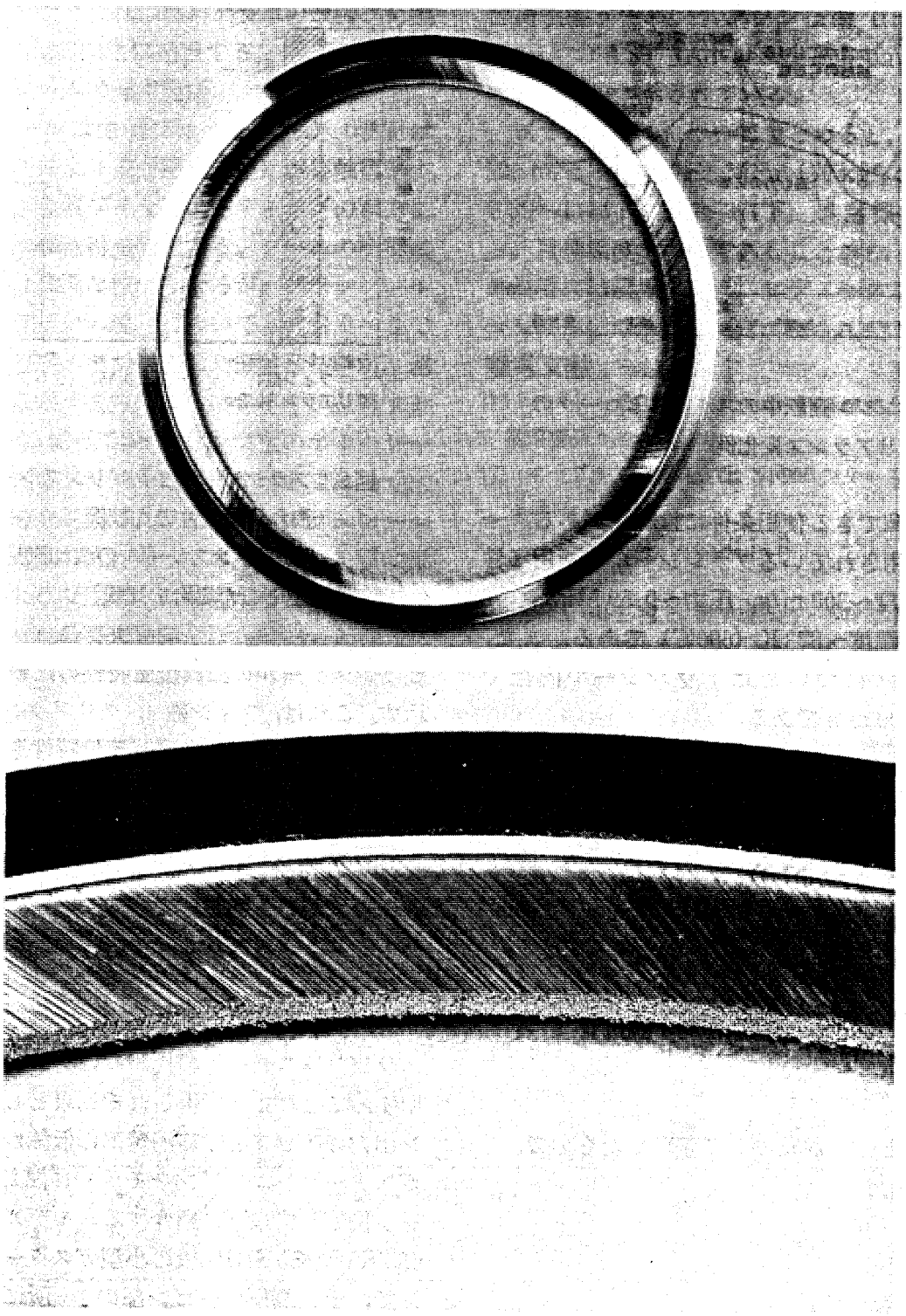


図7 ブラシシール外観写真

ロータと摺動すれば，ドライ摺動のため摩耗は進行する。しかし，摩耗進行速度はラビリンスシールにおいてアブレーダブルコーティングが瞬間で摩耗することとは比較にならない遅いレベルである。また，ブラシシールの場合，初期摩耗によって定常状態でブラシシールとロータの間に微小隙間を形成すれば，図8に示したような急加速時におけるクリアランス変化時のみ短時間ロータと摺動するだけで，ほとんどダメージを受けず，優れた性能を長時間維持することが可能である。

(b) ブラシシールの適用条件

ブラシシールは，オイルシールとして使用されるカーボンシールと比較して高速，高温条件下での使用が可能だが，ブラシシールとして期待され

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

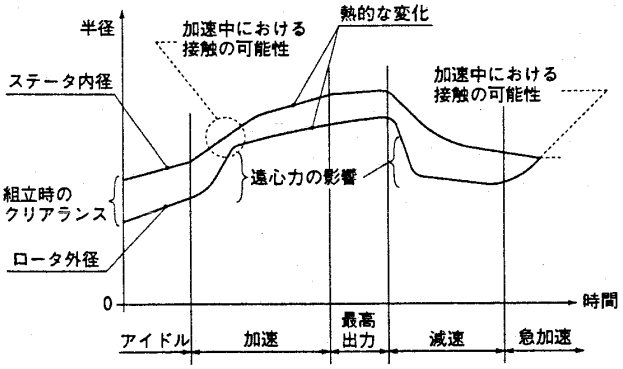


図8　エンジン運転中のステータとロータのクリアランス変化例[1]

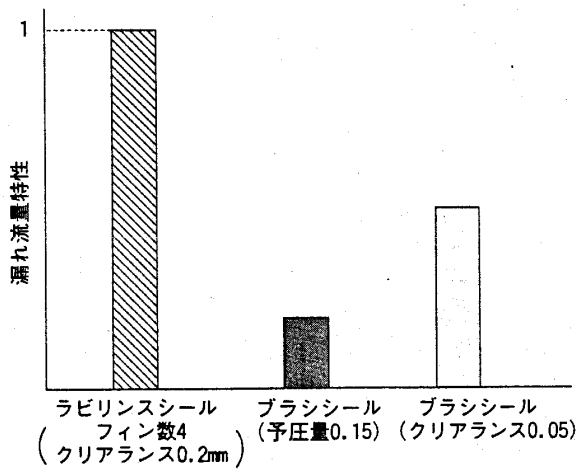


図9　ブラシシールとラビリンスシールの洩れ流量特性の比較例
〔ラビリンスシールの洩れ流量特性を1とした場合の比較〕

る性能を発揮できる使用条件には範囲がある。一般に現在実用されているブラシシールの適用条件はシール速度～300 m/s，圧力～0.59 MPa（～6 kgf/cm²），温度～873 K（600°C）である。また，シールサイズについてはブラシシール内径で ϕ 50～ϕ 1000 mm である。

(c)　ブラシシールの漏れ流量特性

ブラシシールの漏れ流量特性は，発表されているブラシシール関連文献のほとんどにおいてシールファクター（ϕ）で表されている。
これは単段のノズルからの漏れ流量を表す式

$$M = \Phi APu / \sqrt{RT}$$

にならって，ブラシシールの漏れ流量を

$$M = \phi DsPu / \sqrt{T}$$

で表すものとし，ϕ について整理したもので，

$$\phi = \frac{M\sqrt{T}}{DsPu}$$

になっている。

M：漏れ流量
Φ：膨張関数
A：ノズル断面積
Pu：入口圧力
R：ガス定数
T：ガス温度
Ds：シール直径

ブラシシールがロータ表面と接触を維持している状態におけるブラシシールのシールファクタは 3×10^{-3}～6×10^{-3} 程度である。ブラシシールとラビリンスシールの漏れ流量特性の比較例を図9に示す。これは，フィン数4，クリアランス0.2 mm のラビリンスシールの漏れ流量特性を1とした場合の，ブラシシールの漏れ流量特性で

- 予圧量 0.15 mm（ブラシシールの内径がロータの外径より小さく，半径で 0.15 mm の締め代がある状態）で約 4～5 分の 1
- クリアランス 0.05 mm で約 2 分の 1

となっている。

(d)　ブラシシールの効果

ラビリンスシールの代わりにブラシシールを使用することによって得られる効果としてはエンジン出力のアップと燃料消費率の低減がある。小型ガスタービンエンジンをモデルに試算した結果[4]を1例として以下に紹介する。モデルエンジンは 635 KW (850 SHP) 級の小型ガスタービンエンジンで，その高圧タービン部の1ヶ所にのみブラシシールを使用した場合と，すべてラビリンスシールを使用した場合について，それぞれエンジン効率算出のサイクル計算を行った。この試算では，ブラシシールを使用した場合の空気の漏れ流量がラビリンスシールを使用した場合の約 2.5 分の 1 になものとしている。

試算の結果，同一の燃焼器出口温度において出力が約 15 KW (20 SHP) 向上し，合わせて燃料消費率が2.3/KW/Hr（3g/SHP/Hr）減少するとの

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

結果が得られた。これは燃料消費率の改善率に換算すると1.5%の向上に相当する。

(e) ブラシシールの適用箇所

ブラシシールは金属ワイヤとロータ（表面はコーティングにより表面硬化処理）が接触摺動することから，金属ワイヤとコーティングの双方に摩耗を生じ，摩耗粉を発生する。シールの摺動による摩耗粉は微細な粒子となるが，ブラシシールに関してはワイヤの脱落についても考慮すべきである。今までワイヤが脱落した経験はないが，運転サイクルに伴う疲労によってワイヤが脱落する可能性がある。従って，ベアリング室のオイルシールとしてはブラシシールを使用すべきではなく，また，摩耗粉や脱落したワイヤが，ブラシシールからの漏れ空気の流れ乗ってオイルシール部に流れ込まないような適用上の配慮が必要である。

(3) エアシールの将来動向

エアシールの将来的な動向としては，米国の総合高性能タービンエンジン技術（IHPTET）やNASAのAST（Advanced Subsomic Technolgy）で目標が示されている。

ブラシシールについてまとめると，シール速度500 m/s，圧力0.98 MPa（10 kgf/cm²），温度1089〜1144 K（816〜871°F）が目標となっている。目標温度が高温であることから，金属ワイヤの使用には限界があり，セラミックでできたブラシシールについても研究がなされている。

参考文献

(1) イーグルEG&Gエアロスペース株式会社，航空宇宙関連製品カタログ

(2) イーグル工業株式会社，NF900シリーズカタログ，045-94000

(3) LUDWIG, L. P., &BILL, R. C., ASLE, Vol. 23, 1. 1-22, P13

(4) 安田，陣内，村上，航空機部品・素材産業振興に関する調査研究成果報告書，No. 714, P64

本会協賛・共催行事

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
第3回機械材料・材料加工技術講習会「M & P '95」	平成7年11月11日 日大生産工学部	㈳日本機械学会 TEL 03−5360−3500
コージェネレーションシンポジウム'95（第11回）	平成7年11月29〜30日 経団連会館	日本コージェネレーション研究会 TEL 03−3433−5044
第13回燃焼の基礎に関する講習会	平成7年11月30〜12月1日 東京ガスエネルギー技術研究所	㈳日本エネルギー学会 TEL 03−3834−6456
講習会「流れに伴う振動と流体力」	平成7年12月7〜8日 日本機械学会	㈳日本機械学会 TEL 03−5360−3500
第9回数値流体力学シンポジウム	平成7年12月20〜22日 中央大学理工学部	数値流体力学シンポジウム実行委員会 TEL 03−3812−2111 内6417
第36回航空原動機宇宙推進講演会	平成8年1月25〜26日 筑波宇宙センター	㈳日本航空宇宙学会 TEL 03−3501−0463

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

結果が得られた。これは燃料消費率の改善率に換算すると1.5%の向上に相当する。

(e) ブラシシールの適用箇所

ブラシシールは金属ワイヤとロータ（表面はコーティングにより表面硬化処理）が接触摺動することから，金属ワイヤとコーティングの双方に摩耗を生じ，摩耗粉を発生する。シールの摺動による摩耗粉は微細な粒子となるが，ブラシシールに関してはワイヤの脱落についても考慮すべきである。今までワイヤが脱落した経験はないが，運転サイクルに伴う疲労によってワイヤが脱落する可能性がある。従って，ベアリング室のオイルシールとしてはブラシシールを使用すべきではなく，また，摩耗粉や脱落したワイヤが，ブラシシールからの漏れ空気の流れ乗ってオイルシール部に流れ込まないような適用上の配慮が必要である。

(3) エアシールの将来動向

エアシールの将来的な動向としては，米国の総合高性能タービンエンジン技術（IHPTET）やNASAのAST（Advanced Subsomic Technolgy）で目標が示されている。

ブラシシールについてまとめると，シール速度500 m/s，圧力0.98 MPa（10 kgf/cm²），温度1089〜1144 K（816〜871°F）が目標となっている。目標温度が高温であることから，金属ワイヤの使用には限界があり，セラミックでできたブラシシールについても研究がなされている。

参考文献

(1) イーグルEG&Gエアロスペース株式会社，航空宇宙関連製品カタログ

(2) イーグル工業株式会社，NF900シリーズカタログ，045-94000

(3) LUDWIG, L. P., &BILL, R. C., ASLE, Vol. 23, 1. 1-22, P13

(4) 安田，陣内，村上，航空機部品・素材産業振興に関する調査研究成果報告書，No. 714, P64

本会協賛・共催行事

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
第3回機械材料・材料加工技術講習会「M & P '95」	平成7年11月11日 日大生産工学部	㈳日本機械学会 TEL 03−5360−3500
コージェネレーションシンポジウム'95（第11回）	平成7年11月29〜30日 経団連会館	日本コージェネレーション研究会 TEL 03−3433−5044
第13回燃焼の基礎に関する講習会	平成7年11月30〜12月1日 東京ガスエネルギー技術研究所	㈳日本エネルギー学会 TEL 03−3834−6456
講習会「流れに伴う振動と流体力」	平成7年12月7〜8日 日本機械学会	㈳日本機械学会 TEL 03−5360−3500
第9回数値流体力学シンポジウム	平成7年12月20〜22日 中央大学理工学部	数値流体力学シンポジウム実行委員会 TEL 03−3812−2111 内6417
第36回航空原動機宇宙推進講演会	平成8年1月25〜26日 筑波宇宙センター	㈳日本航空宇宙学会 TEL 03−3501−0463

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

論説・解説

ガスタービン用サイリスタ起動装置

㈱東芝　林　　正　孝

1．はじめに

最近のCO_2排出規制などの環境問題への対応の一つとして，ガスタービンの排熱を利用して，ボトミングサイクルに蒸気タービンを使った高効率のコンバインドサイクル発電設備が注目され，各電力会社も挙って採用してきている。現在，国内でも新旧合わせて15プラント程度が運転中，もしくは建設中であり，将来とも増設の方向である。

この様な高効率化のニーズに対応して，ガスタービンメーカ各社は，ガスタービンの燃焼温度の高温化，高効率化についてしのぎを削っており，それに伴って，ガスタービンの単機容量が増大し，結果として一軸型コンバインドサイクルの軸出力も大きくなってきている。

例えば，現在，ACC(Advanced Combined Cycle)と呼ばれている1300°C級のコンバインドサイクル発電プラントでは，一軸あたりの容量が350 MW (50 Hz用) にもなり，これまで，軸直結の起動用モータとトルクコンバータによりガスタービンを起動していたが，トルクコンバータの容量の制約面からこの様な起動方式で対応する事が困難になってきた。

そこで，発電用としては，もともとガスタービンと同軸に同期発電機が直結している事に着目し，これにサイリスタ変換器により，可変周波数電源を与え，同期電動機（サイリスタモータ）として低周波数域から使用して，ガスタービンを起動させようと考えられたのが，ガスタービンのサイリスタ起動装置である。

本稿では，このサイリスタ変換器を利用したガスタービン起動装置の概要を紹介する。

2．サイリスタ起動装置の特徴

サイリスタ起動装置の技術は，特に目新しいものではなく，近年のパワーエレクトロニクス技術の発展により，サイリスタ素子の高耐圧化，高電流化が可能になり，わが国でも，1970年代後半か

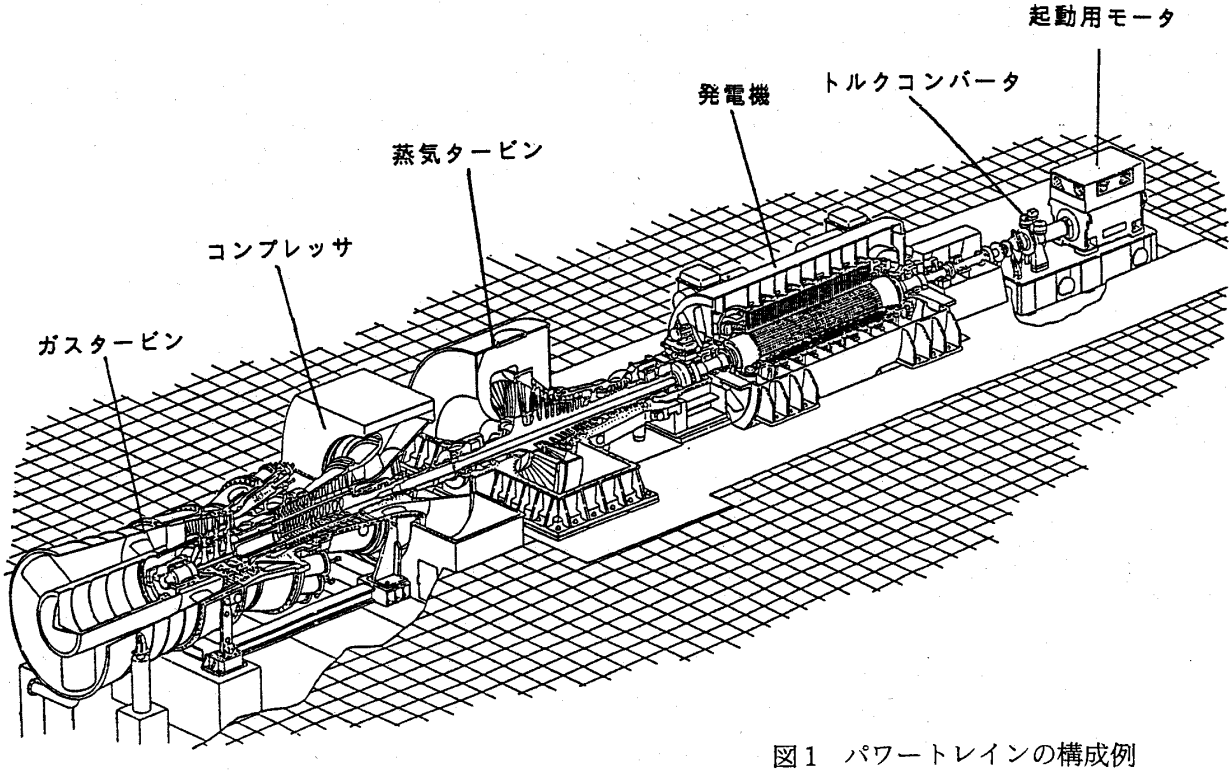


図1　パワートレインの構成例

（平成7年6月20日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

ら揚水発電電動機や同期調相機，高炉送風機などに数多く適用され，今日に至っている。

しかし，ガスタービンへの適用については，ヨーロッパメーカが早くから適用していたものの，わが国では，これまで主にコスト的な面からだと思われるが，ガスタービンの軸に起動用モータとトルクコンバータを組合わせ，起動用モータの定速出力をトルクコンバータで変速トルクに制御し，それによりガスタービンに必要なトルクを与えて起動させる方式が標準的に採用されてきた。

ところが，前述の様に，出力の大きなコンバインドサイクルプラントでは，大容量のトルクコンバータに適当なものがなく，サイリスタ起動方式が採用されるに至っている。

図1に起動用モータ＋トルクコンバータ方式を採用したパワートレインの構成例を示す。

サイリスタ起動方式では，この図における起動用モータとトルクコンバータが不要となり，代わりに図2に示す様なサイリスタ変換器盤のインバータ出力を発電機端子に電気的に接続した構成となる。

以下，従来の起動用モータ＋トルクコンバータ方式と比較しながら，サイリスタ起動装置の特徴を述べる。(表1に比較表を掲げた)

●起動装置の容量に特に制限がない。

起動に必要な容量は，発電機の容量に比べて小さい上，サイリスタ素子の高耐圧化，高電流化により，起動容量を賄う程度の変換器は問題なく製作出来るので特に制限がない。

●制御性に優れている。

従来の起動用モータ＋トルクコンバータ方式（以下トルコン方式と称す）は，トルクコンバータの入力軸インペラ上流側に取付けられたガイドベーンを開閉する事により，循環する油の流量を変えて，起動モータからの伝達トルクを変化させて各回転数における必要なトルクをガスタービン軸に与えて起動させる方式である。

一方，サイリスタ起動方式は，サイリスタ変換器を使って，商用周波数の電源を一度直流に変換し，サイリスタの点弧タイミングを制御することにより，任意の周波数の電源に変換して軸直結の同期発電機に与え，これを同期電動機として低周波数から運転してガスタービン軸にトルクを与えてガスタービンを立ち上げる方式である。

この様に，どちらもトルクの発生源は，モータであることには変わりがないが，前者は，モータ（誘導機）の一定出力を，トルクコンバータにより流体継手方式で伝達するため，低速時は大きなトルクを発生できるものの，高速域ではトルクコンバータの効率も低下し，充分なトルクの発生が難しい。一方，後者はモータ（同期機）の出力トルクそのものを電気的に制御するので，応答性に優れ，加速率の設定なども簡単に出来る上，回転数のほぼ全域に渡って所定のトルクを発生させる事が容易に出来るなど制御性も良い。

●多軸への適用が可能

トルコン方式は，ガスタービンの軸に直結する必要があるため，ガスタービン軸の数だけ起動モータとトルクコンバータのセットが必要であり，又，定格回転数に到達した以降は回転軸が直結していることになり，信頼性の面で好ましくない。一方，サイリスタ起動方式の場合は，電気的に発電機端子に変換器の出力を繋ぎ，断路器等で切り替えられる様にすれば，複数軸に対しても変換器が1セットあれば対応できる上，起動完了時には完全に切り離す事ができる。

●基礎台，クレーンスパンが縮小出来る。

サイリスタ起動方式では，変換器を設置する場所には特に拘らなくて良いのに比べて，起動用モータとトルクコンバータは軸と直結する必要があるので，回転軸方向のスペースが必要となり，パワートレインの基礎台が長手方向に大きくなる。

又，天井クレーンのスパンも長くなるなど建設コストへの影響も大きい。その上，発電機の保守でロータを引き抜く様な場合でも起動モータとトルクコンバータを取り外さなければならないという煩雑さがある。

●保守が容易

起動装置そのものの保守を考えても，油を使った回転機械より構成されるトルコン方式よりも，半導体と静止電気機器で構成されたサイリスタ起動装置では，後者の方がメンテナンス性にも優れていると言える。

●電源側への高調波の影響

所内電気回路設計上は，トルコン方式は，起動モータの始動電流によるメタクラなどの母線電圧

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

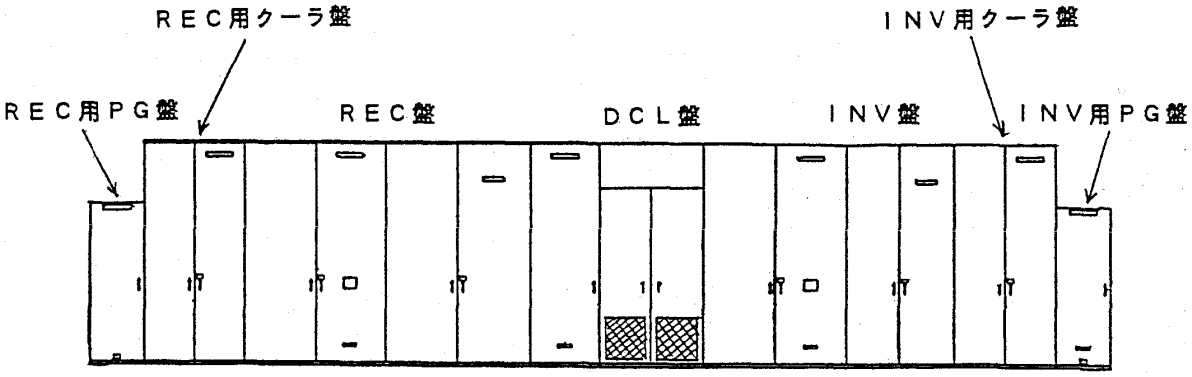
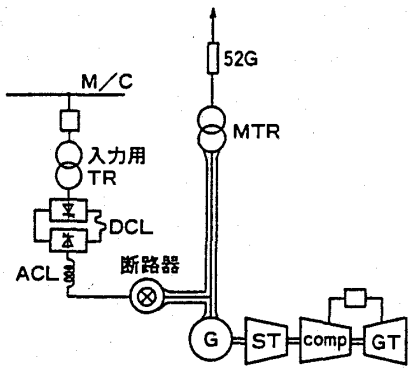
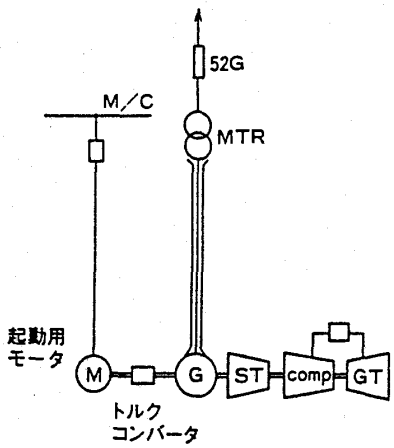


図2　サイリスタ変換器盤の正面図（例）

表1　コンバインドサイクルの起動方式の比較

起動方式	サイリスタ起動方式	起動モータ・トルクコンバータ起動方式
原理	サイリスタ変換装置により発電機を電動機として使用し、回転数制御を行う。	起動モータを立上げた後、トルクコンバータの油圧を調整し回転数制御を行う。
構成		
特徴	・容量に制限がない ・制御性が良く調整が容易 ・複数軸で共用可 ・静止器のため保守が容易 ・変換器の設置場所には特に拘らない	・実績のあるトルクコンバータに大容量機種がない （最大機　50Hz用　6,000kW 60Hz用　7,200kW） ・サイリスタ起動方式に比べ制御性が劣る。 ・各軸に1台必要 ・発電機保守、点検のために取外が必要。 ・軸長約6m延長必要。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

降下を考慮する必要があるのに対して，サイリスタ起動方式の方は，モータの始動電流は気にする必要はないかわりに，電源側に流出する高調波分の影響を考慮する必要がある。

以上がトルコン方式と比べたサイリスタ起動装置の主な特徴である。

尚，一軸型のコンバインドサイクル発電の場合，蒸気タービンに補助ボイラや運転中の軸のHRSG（Heat Recovery Steam Generator: 排熱回収ボイラ）などから，蒸気を送り込んでトルクを発生させてガスタービンを起動する方式もあるが，ここでは省略する。

3．サイリスタ起動装置の構成

起動装置に使用されるインバータは他励式のインバータと呼ばれているもので，交流回路に変換装置の運転とは無関係に確立した電源（この場合は発電機端子）があり，その電源へ直流からの電力を送り込む方式である。

この場合，インバータの転流は，その負荷である同期発電機（電動機）の逆起電力によってなされる事から本変換装置をLCI（Load Commutated Inverter: 負荷転流型インバータ）と呼ばれる事もある。

図3にサイリスタ起動装置のシステム構成図の一例を示す。

主な構成機器は次の様なものである。

(1) コンバータ変圧器

発電所内の電源を変換器に必要な電圧に変圧するための変圧器。

ここでは，順変換器が，三相順ブリッジ2段カスケード構成なので，三巻線変圧器を適用し，二次側の結線を変えてそれぞれの入力電圧の位相を30°ずらして，電源側への高調波の影響を低減させている。

(2) 順変換器（REC）

商用周波数電源を直流に変換する整流器。

この例では，電源側に対する高調波の影響を低減するため，サイリスタ三相順ブリッジ2段カスケード接続としている。

(3) 直流リアクトル（DCL）

順変換器直流電圧及び逆変換器直流電圧のリップルにより生じる変換器直流電流のリップルを一定値以下に抑えて逆変換器の運転を安定させる役目を担う。

(4) 逆変換器（INV）

同期機の出力を電源としたインバータ運転を行

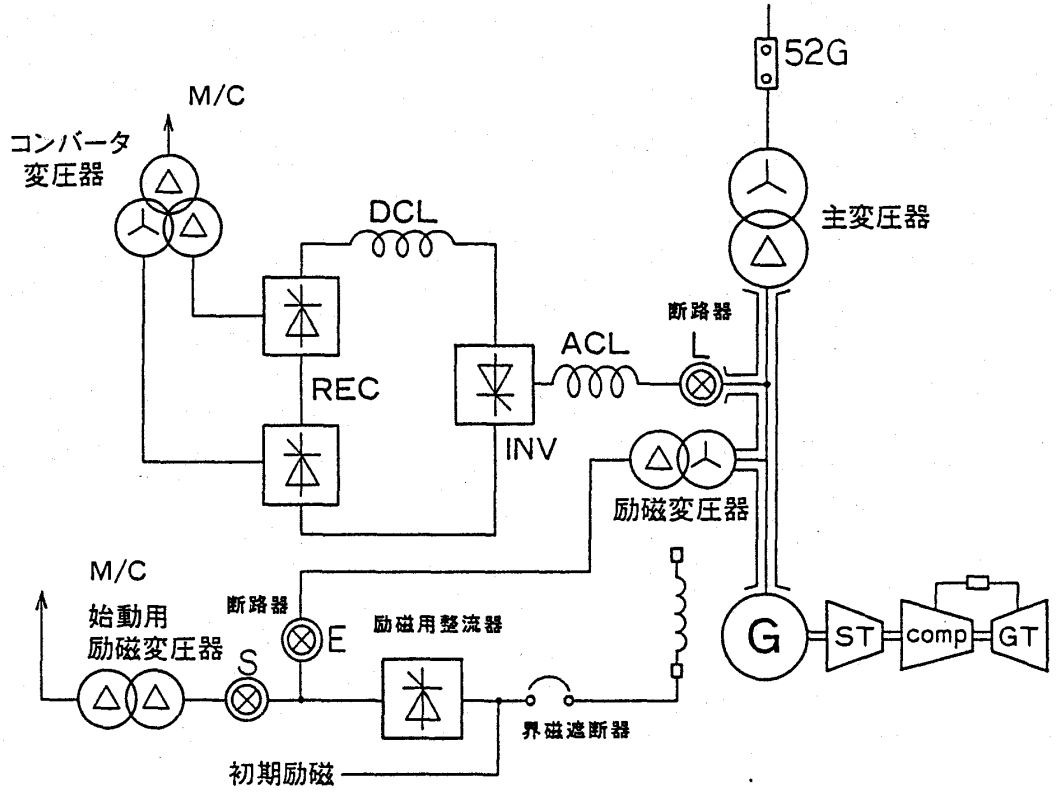


図3 サイリスタ起動装置構成図

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

い，発電機に低周波から電力を供給する負荷転流型のインバータ。

この例では，三相順ブリッジの変換器としている。

(5) 交流リアクトル（ACL）

転流インピーダンスとして，短絡事故時の故障電流を制限し，また，逆変換器転流時の急激な電流変化を抑制してサイリスタの破損を防ぐ目的で設置される。

尚，発電機は，サイリスタ励磁方式を採用しており，発電機電圧が確立した後，発電機端子から励磁変圧器を介して整流器により直流に変換して発電機の界磁に供給する方式だが，ガスタービンも出力を出していない起動時は，当然の事ながら，発電機電圧も確立していないので，図の様に発電所内の電源から始動用励磁変圧器により，励磁用整流器に電源を供給する。

また，この構成例では，サイリスタ起動装置は，ガスタービン1軸分に対して，1台の構成となっているが，断路器Lの手前で回路を分岐して，複数軸にも適用することが可能である。

4．サイリスタ起動装置の制御

次にサイリスタ起動装置の制御について述べる。

発電機（電動機）がガスタービン軸に与えるトルクは，以下の式で表わされる。

$$T = \frac{P}{\omega}$$

$$\propto \sqrt{3} \cdot V_g \cdot I_g \cdot \cos\theta / 2\pi f$$

ここに，P：発電機（電動機）出力

ω：角周波数

V_g：インバータ出力電圧

（＝発電機（電動機）端子電圧）

I_g：インバータ出力電流

（＝発電機（電動機）電機子電流）

θ：発電機（電動機）力率

f：周波数

である。

従って，ガスタービン軸に与えるトルクの制御は，各回転数での必要なトルクを発生させる様に発電機（電動機）の電圧と電流を制御してやれば良い事になる。

尚，ガスタービン用起動装置の定格出力電圧は揚水発電機の起動装置とは異なり，発電機（電動機）を電力系統と並列する前に，起動装置を切り離してしまうので，インバータ電圧（上記のV_g）を発電機の定格電圧に合わせる必要はなく，定格電圧より小さい電圧に選定しても構わない。従って，サイリスタの直列素子数を減らすことが出来，コンパクトで経済的なものにすることができる。

また，タービン発電機は，円筒型の回転子を使用しているので，逆相耐量が小さい事や回転子を軸流ファンで冷却している為，低速時の冷却効果が落ちる事など，定格決定に当たっては，発電機側の制約も考慮する必要がある。

さて，トルクを発生させる為のパラメータの一つである電圧（V_g）の制御は，発電機（電動機）の界磁をAVR（自動電圧調整装置: Automatic Voltage Regulator）で制御することで行う。

発電機は過励磁運転を避けるため，電圧と周波数の比（V/f）を耐量以内にしなければならない。そこで周波数の低い領域ではV/fを1.0程度に保つ様，界磁電流（I_f）一定制御を行う。つまり，この間は発電機（電動機）電圧は，回転数に比例することになるが，その後，インバータの定格電圧になった時点で発電機の界磁を弱め，端子電圧（インバータの定格電圧）一定運転を行い，インバータの定格電圧を越えない様に制御する。

一方電流（I_g）側は，上記の電圧制御のもとで，各回転数に要求されるトルクが出る様に発電機（電動機）に電流を流してやれば良い。

これは，順変換器（REC）の点弧角αを制御することにより，直流電圧を変化させ，発電機（電動機）の端子電圧との電圧の差で発電機（電動機）へ電流を流してやると考えればよい。

この様な制御は，図4の様にガスタービン制御装置，サイリスタ起動制御装置，AVRの3つの制御装置より実現している。

まず，起動，昇速，パージ等のガスタービンの運転モード信号をガスタービン側の制御装置からサイリスタ起動制御装置が信号を受け，速度設定を行う。

これとは別に現在のガスタービン軸の回転数信号を取り込んでいるので，ASR（速度制御）で上記速度設定と実際の速度検出の偏差信号を検出して電流基準（I_{ref}）を作る。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

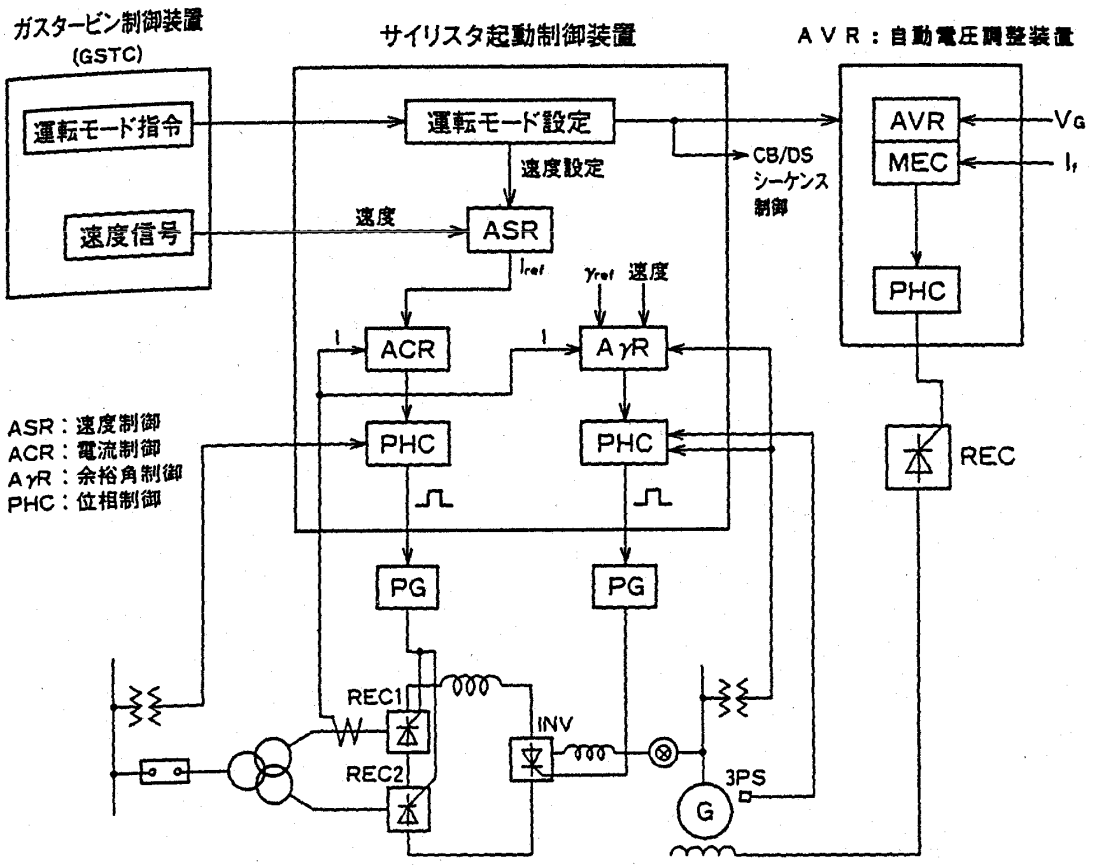


図4 サイリスタ起動装置の制御

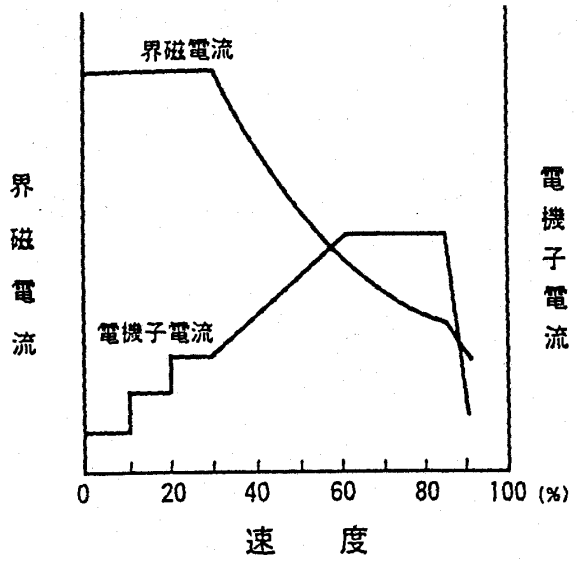


図5 電機子電流/界磁電流制御パターン（例）

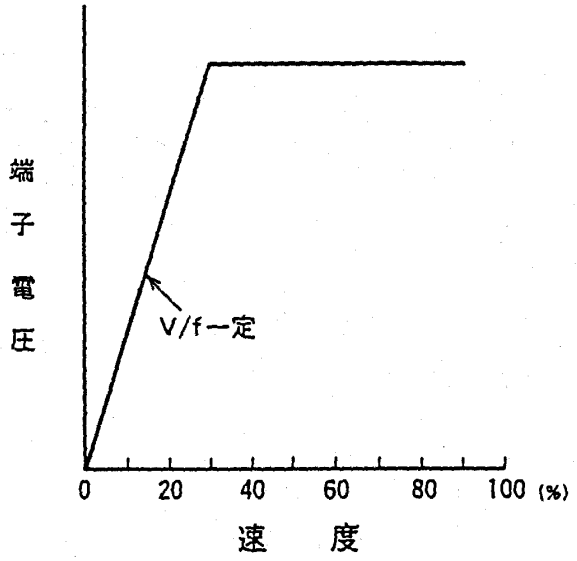


図6 発電機端子電圧制御パターン（例）

I_{ref} に基づき ACR（電流制御）で電流検出信号との偏差を位相制御信号として PHC（位相制御）からパルス発生器（PG）を経てサイリスタのゲートへ出力して，所定の点弧角でサイリスタを点弧させるわけである。

また，変換器の転流失敗を防ぐため運転状態の変化に対応して余裕角 γ が一定になるよう AγR（余裕角制御）でインバータ（INV）側の点弧角を制御する様にする。

この様なサイリスタ起動制御装置や AVR は，どちらもデジタル技術を駆使した制御装置で高速な演算にも対応出来る様なものを使用している。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

以上説明した回転数と発電機（電動機）の界磁電流，電機子電流，端子電圧の関係の一例を図5，図6に概略示す。

5．サイリスタ起動装置の運転

次に，実際のガスタービンの起動パターンの一例を図7に示し，このパターンに従って起動装置の運転を説明する。

(1) 起動前準備

サイリスタ起動装置を使用する前準備としてまず，起動指令により，図3のシステム構成図に表示の各断路器を操作し（L: 閉，E: 開，S: 閉）起動時の電気回路を構成する。これにより，発電機（電動機）の界磁回路は始動用励磁変圧器から電源が供給出来，また，発電機主回路には，インバータ（INV）からの可変周波数電源が供給できるようになる。この時点では，もちろん，系統側とは切り離されており，発電機遮断器（52 G）は開状態である。

(2) ターニング〜パージ回転数

さて，ガスタービンの起動前は，通常，ターニング運転を行っているが，この領域からの起動では回転数が低く，（通常2−3回転）発電機（電動機）の逆起電圧が小さすぎるため，インバータが転流できず，先に述べたLCI運転が出来ない。

そこで，発電機(電動機)に取り付けたポジションセンサによる信号（PS信号: 図4で3 PSと表現）で，発電機（電動機）の回転子の位置検出を行い，インバータの点弧パルスのタイミングを作り出す。

すなわち，PS信号によって所定のサイリスタに電流を流し，発電機（電動機）が電気角でほぼ60°回転すると次のサイリスタに転流させ，この転流毎に順変換器（REC）をゲートシフトして直流電流を零にした後，インバータ側のサイリスタの消弧時間をとって，次相のサイリスタを点弧するとともに順変換器（REC）のゲートシフトを解除して，所定の値まで電流を増加させる様に制御する。

この様に，直流電流をほぼ60°毎に零にしながら起動させる方式を断続運転方式（パルスモード方式）と呼んでいる。

断続運転は，サイリスタが転流出来るに足る逆起電圧を発電機(電動機)が出せる8〜10%スピードまで続けられ，その後，LCI運転に切り替える。

(3) パージ回転数

こうして，パージスピードまで，昇速させ，ガスタービン内及び排気系内の掃気のため，数分間回転数一定運転を行う。

尚，このパージ回転数が，ターボ機器の翼やロータにとって，運転上不都合な周波数の場合は，

図7に示す様にウォビュレーション（wobbulation)運転と称して，あるバンド幅で回転数を振って運転させる事もある。この様な細かい制御を伴う運転もサイリスタ起動装置だからこそ容易に出来ると言って良いだろう。

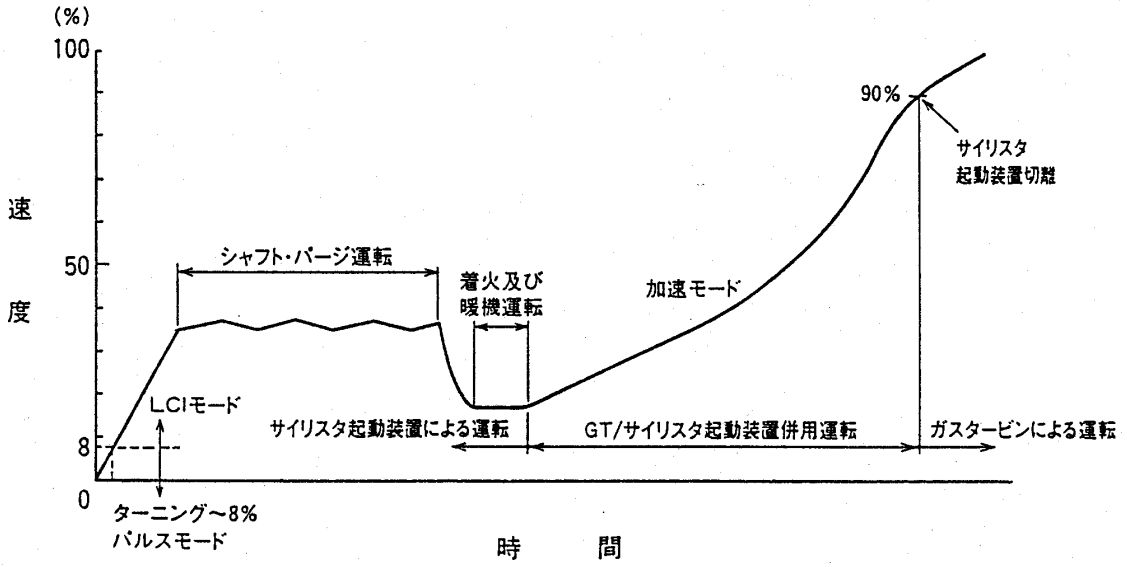


図7 ガスタービンの起動パターン

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

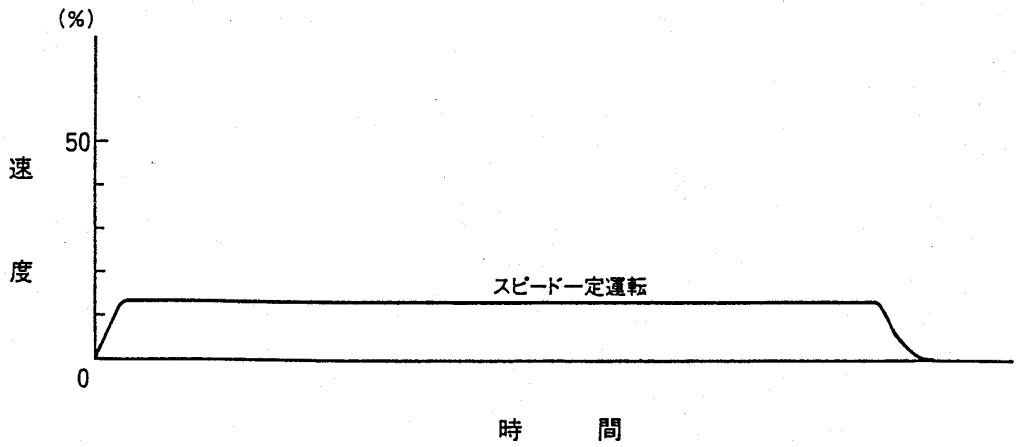


図8 オフライン・コンプレッサ水洗パターン

(4) パージ回転数～着火回転数

パージ運転の後，一旦，サイリスタ起動装置は出力を零にし，ガスタービン着火回転数まで回転数を落とした後，再び出力をだして，着火回転数を維持する運転を行う。

ここで，燃料を投入して燃焼器に点火し，火炎検出器で着火を確認したあと数分間暖機運転を実施してから，加速モードに入る。

(5) 加速モード

加速モードでは，着火後の燃料制御により，ガスタービン自身もトルクを発生させる為，軸の反抗トルクが減少するが，ガスタービンを安定作動領域にできるだけ早く到達させる為にサイリスタ起動装置も併用して運転し加速トルクを補う様な運転をする。

ここでは，サイリスタ起動装置は定出力で運転し，速度制御はガスタービン制御装置で行う。

(6) 起動装置切り離し～併入

回転数が90%になった段階では，既にガスタービンは自立しており，起動装置は必要なくなるので，変換器をゲートシフト，ゲートブロックし，変換器入力側の電源を切ってから，断路器Lを開いてサイリスタ起動装置を発電機主回路から切り離す。

同時に界磁遮断器も一旦開いてから断路器Sを開，断路器Eを閉として通常のサイリスタ励磁回路とするように励磁用変圧器側に回路を切り替えておく。

この段階で，発電機の電動機運転は終了する。

系統への併入は，まず，初期励磁回路を利用して，発電機の電圧確立をさせてから，励磁電源を励磁変圧器から供給し，通常の併入動作と同様に揃速，揃圧動作を経て発電機を系統併入させる。

以上がサイリスタ起動装置を使用した場合の起動手順である。

尚，サイリスタ起動装置は，起動時のみならず，図8に示す様な一定回転数で運転するオフラインでのコンプレッサ水洗にも使用する事が出来る。

6．おわりに

以上サイリスタ起動装置の特徴，構成，原理，運転について一通り紹介した。

尚，国内の事業用火力としては初めてこのサイリスタ起動装置を東京電力㈱横浜火力発電所7，8号系列で採用する。

このプラントは，1300°級のコンバインドサイクル発電設備（ACC）で，一系列あたり4軸より構成され，一軸あたりの容量が，350 MW，合計1400 MW×2系列の火力発電プラントであり，平成8年に7号系列の最初の軸が商用運転に入る予定である。

これを皮切りに，サイリスタ起動装置は今後，ガスタービンの容量増大に対応する事はもとより，その保守性や制御性のメリットも評価に入れるとますます需要が増えて行くものと思われる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

論説・解説

阪神・淡路大震災に於る ガスタービン発電設備稼働実況報告書

川崎重工業㈱　星野昭史
㈱カワサキ ガスタービンテクノス　廣瀬昌敏

1．はじめに

平成7年1月17日未明に発生した阪神・淡路大震災では，震度7以上という未曾有の揺れにより，多くの貴い人命が奪われた。また，家屋・ビル等の建物や道路・鉄道・橋梁等の構造物が多数破壊され，かつ水道・電気・ガス等の供給線も寸断されて，甚大な被害をもたらした事はご承知の通りである。

川崎重工業㈱ではガスタービン駆動の非常用発電装置及びコージェネレーションシステムを多年にわたって製造・販売しており，このたびの震災地域にも多数設置されていた事から，地震発生後直ちに特別チームを編成し，これら発電装置の稼働状況を調査して，必要に応じ運転支援等のサービス業務を行った。

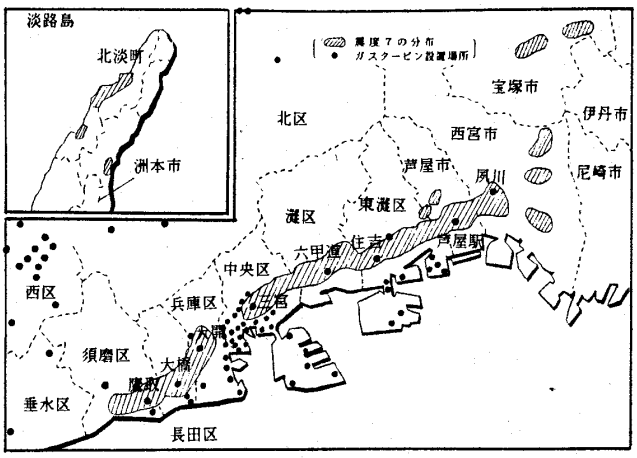
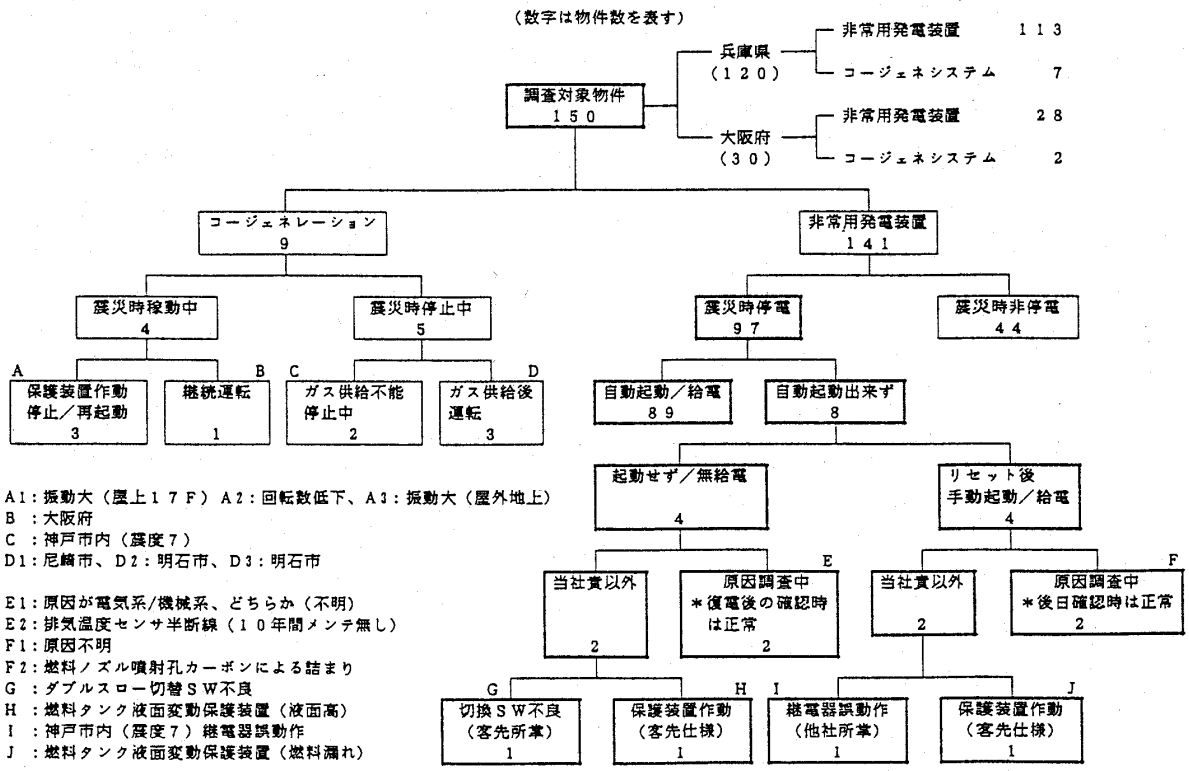


図1　震度分布とガスタービン設置図

本文はこれらを基に纏めたもので，幾つかの事例を交えて震災時における当社製自家用発電装置の稼働状況について紹介するものである。

表1　震災時のガスタービン発電設置稼動状況



（平成7年7月3日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

2．調査対象

今回調査したのは，被害の大きかった兵庫県下及びこれと隣接する大阪府の一部に設置された当社製ガスタービン非常用発電装置141物件及びコージェネレーションシステム9物件の合計150物件(注1)である。

図1に被害の中心となった神戸市周辺に設置されていた発電装置の位置を示すが，うち約1/3が震度6以上の激震地区にあった。

(注1) 1箇所に複数台納入されたところもあり，台数にすると合計191台となる。

3．稼働状況

これら150物件について，震災時の稼働状況を調べたが，その結果を要約して表1に示す。

非常用発電装置では調査した141物件の内，97物件で震災により停電事故が発生している。この内，89件は自動的に起動し，4件は手動で起動して給電したが，残りの4件は保護装置の誤作動や整備不良の為と思われる原因で起動できなかった。なお，何れの場合も発電装置自体に致命的な損傷は認められていない。

また，コージェネレーションシステムについては，地震の発生が休日明けの早朝であった為，調査した9件の内5件は停止中で，残り4件が稼働中であった。

これらは地震の影響により保護装置が作動して一時停止したり，あるいは燃料のガスラインを絶たれて，これが復旧する迄運転できなくなったりしたものもあるが，システム自体の機能に損傷はなく，ガスが供給されるようになった後は，何れも順調に運転されている。

4．具体的な事例

地震発生時の状況について，幾つかの代表的な事例を以下に紹介する。

(1) 建物損傷の影響

前述の通り，神戸市内をはじめとする激震地区にかなりの台数があったが，多くは比較的新しい建物に設置されていた。この為，壁や床面に亀裂が入るなど，設置された建物に大きな被害が出た例は幾つかあったが，倒壊等により発電装置そのものが完全に破壊された例は1件もなかった。

図2～5に示す写真は，神戸市の中心部にあって

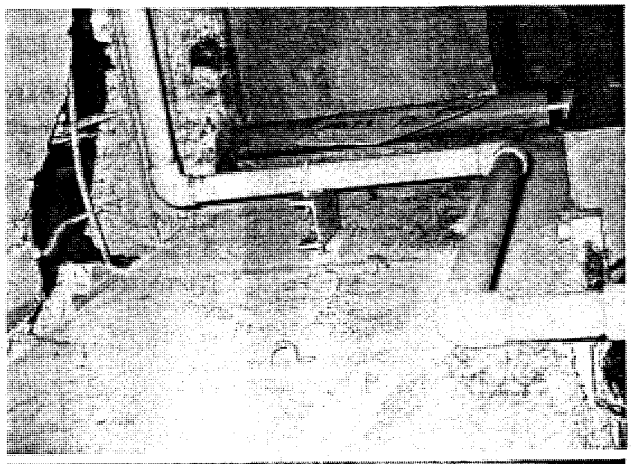
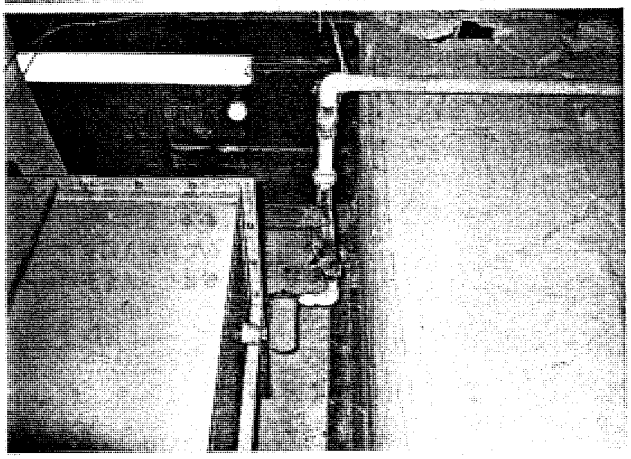


図2,3 燃料配管

燃料配管は1Fから4Fまでだが，4Fにおける建築物損傷が厳しく，配管を固定している壁や，貫通部とのあいだで大きくゆさぶられていた。



その結果，ステイ等固定材がアンカーボルトからふっ飛んでいたり，貫通部がずれたりしている。
しかしながら，燃料タンク入口には，フレキを使用しているため，大きな変位は吸収されており，配管やタンクの損傷はなかった。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

被害が最も激しかった三宮地区にある駅ビル内に設置されていた非常用発電装置の例で，建物自体は復旧に半年以上を要する程の甚大な被害を受けたが，非常用発電装置は正常に機能して，ビル内にあったホテル宿泊客の不安解消等に大いに役立った。

本例の場合，燃料の給油口が1Fにあり，4Fに置かれた発電装置迄の間を繋ぐ配管の固定部材用のアンカーボルトが吹っ飛ぶ等の被害が見られたが，要所に配備されたフレキシブルチューブの働きで，配管そのものが破断する様な被害は発生していない。

この例のように，燃料タンクを含め装置1式が同じ建物の中に配備されている場合は，建物と機器類間の揺れの位相差が比較的少なく，フレキシブルチューブの使用や床や壁等の配管貫通部分の適切な処理によって，かなり被害を軽減できると考えられる。

一方，建物とは別基礎の地下タンク等を使用していた例では，両者の基礎間に想定以上の大きなズレが生じて，破損には至らなかったが，配管が大きく変形するという不具合が一部に見られた（図6～7）。従って，この様に別々の基礎を持つ建築物の間を繋ぐ配管の様な場合は，機器間の大きな変位を想定して変形可能な構造にする等，特別の工夫を施して置く事が望ましいと考える。

(2)　屋上設置の例

今回の地震で比較的揺れの少なかった大阪市内のあるビルで，屋上の揺れが地表の10倍を記録して，給水タンクが倒れるということがあった。

一般にガスタービン発電装置は軽量小型で振動が少なく，簡易な基礎で十分対応できる事から，屋上に設置されている例が多数あるが，この様にビル高層部の揺れは地表以上に大きかったと思われる事から，神戸市内の約10例に付いて詳細を調べてみた（表2参照）。

この結果，殆どの場合は正常に稼働していたが，停電時に商用側の遮断器が外れずに停電信号が出なかった為自動起動できず，手動で起動した例が1例あった。また，トランスが倒れて地下タンクから燃料を移送する為のポンプが作動せず，屋上の小出し槽内の燃料を使い切って，2時間ほどの運

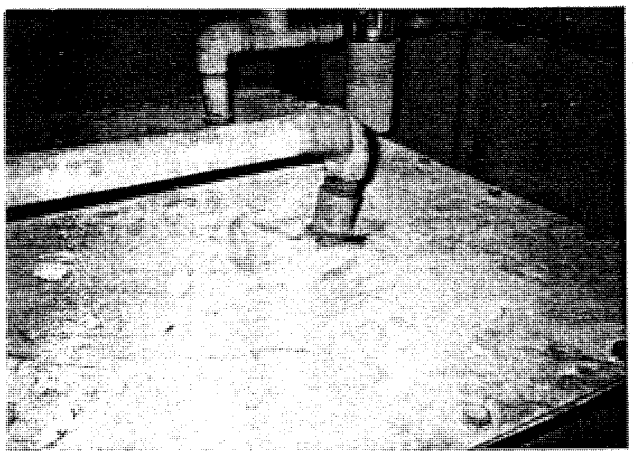


図4　燃料タンク給気管

燃料給気管は残念ながらフレキを挿入していなかった為，燃料タンクと給気管のステイが取付てあった壁との揺れの変位が吸収されず，燃料タンクトップの天井板が大きく変形していた。

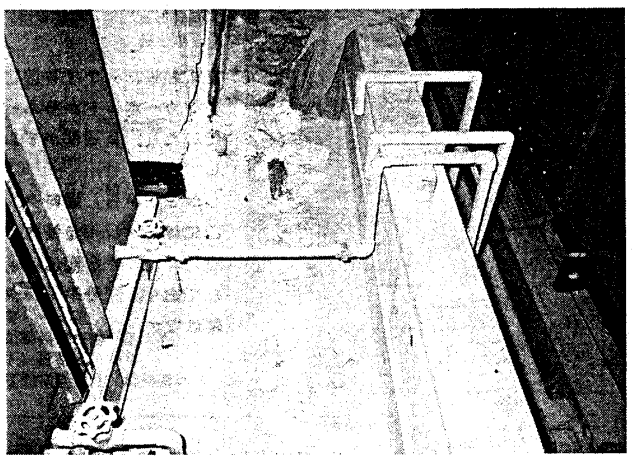


図5　燃料供給管

周位の建築物損傷程度から推定して，燃料タンク／床／ピット壁は同じ動きをした様で（ただし，フレキは挿入してある。）燃料取出し口からG/T設備入口までの燃料供給管は全く異常がなかった。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

転で停止した例があった。

この他，発電装置本体や蓄電池装置を含む各種付属機器類及び給排気装置等について異常の有無を調査したが，一部外板の歪み等被害は軽微で，上記二例以外は機能上問題となるものは無かった。また，燃料配管に就いても幸いながら，4－(1)項で述べたように破断等の事故は発生していない。

これらの状況から，地表に比べて少なくも振幅は数倍のオーダーで大きかったと思われる屋上設置についても，機器類の固定や配管の接続方法等が適切であれば，かなりの確率で機能を維持する事が出来るものと推定される。

ただし，上記の例でも見られたが，遮断器や継電器等の可動部分を持った電器品については，(今回の地震と不具合の関連が明確になっている訳ではないが)，場合によっては何らかの影響がでる可能性もあり，今後の検討課題として残っている。

(3) 病院の場合

今回の地震では停電の期間が長かったことから，燃料タンクが途中で空になり，大変困ったという苦情が多くあった。特に病院関係の施設では，人工呼吸器等の生命維持に必要な各種医療機器の駆動源として電気が重要な役割を果たしており，例え短時間の停電でも関係者にとっては，非常な心労であった事は容易に想像できる。

実際，我々が調査した中にも多数の医療関係施設が含まれており，ある病院では設備担当者が近隣のガソリンスタンドを駆け回って灯油をかき集め，電源車による電気の供給がされる迄の数十時間をようやく凌いだと云う例があった。またある病院では6時間の運転で燃料が切れた為に，看護婦が人工呼吸器を手で動かすなど，大変苦労したと云う話も聞かされている。

防災用の発電設備の場合，法律上は2時間以上の運転が可能な事が規定されており，燃料タンクもこれに対応できる容量となっている。また，多くのユーザーは地下タンク等の大容量のものを別に準備して，より長時間の運転に備えられているが，今回のように数日間に及ぶ停電があり且つ燃料補給の道路や手段が遮断される場合を想定した例は殆ど無い。

今回，各地の電力会社からいち早く電源車が到

図6 配管ピット陥没

発電機室と分水槽をつなぐ配管ピットが発電機室側で1m分水槽側で 0.5m陥没した。

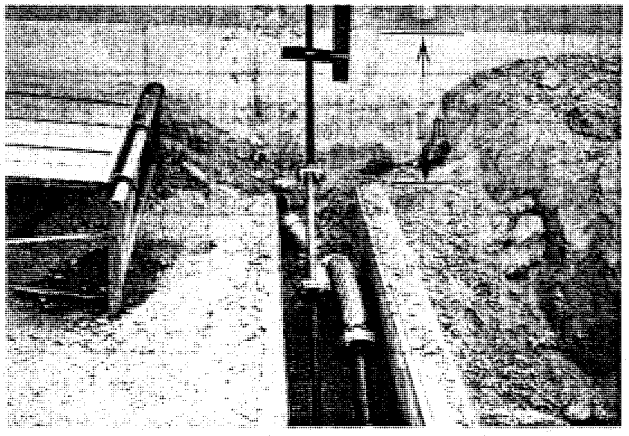


図7 陥没による配管変形

ピット陥没により、配管が大きく変形した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

着して，前記の例にもあるように，緊急の電気供給に大いに活躍したが，病院等電源の確保が絶対的に必要な施設では燃料の確保や，非常時の補給手段と同時に，こう云った方式による対応を事前に十分検討して，準備しておく必要があると考える。

5．不具合の事例

今回の震災では，一部の発電装置に起動しない等の不具合が見られた。これらの中には未だ原因が定かでないものもあるが，以下に推定を交えて事例として紹介しておく。

表2 屋上設置ガスタービン発電設備の稼動状況

物件名	機種	住所	設置場所	停電	始動	故障	運転時間	燃料種別	小出槽容量	主ﾀﾝｸ容量	運転可能時間	状況
S工業本社ﾋﾞﾙ	PU625	神戸市中央区	14RF	有	無	無	2.0H	A重	1800L (14RF 設置)	無	6H	停電したが、商用側遮断器が外れず、停電信号が出なかった為始動せず。係員が強制的に商用側遮断器を外して手動にて始動した。ｱﾝｶｰﾎﾞﾙﾄを含め機器の外損は無し。
E信連事務ｾﾝﾀｰ	PU1500	神戸市西区	4RF	有	有	無	4.0H	A重	1950L (4RF 設置)	15000L (地下 ﾀﾝｸ)	27H	4H運転したが実際の停電は1H。
Kﾀｰﾐﾅﾙﾋﾞﾙ	PU250S	神戸市中央区	3RF	有	有	無	8.5H	灯油	900L (3RF 設置)	無	6H	5:46分から2H、10:23分から6.5H運転。異常無し。軽負荷であったので8.5Hの運転が可能であった。ｱﾝｶｰﾎﾞﾙﾄを含め機器の外損は無し。
M駅ﾋﾞﾙ	PU625	神戸市中央区	9RF	有	有	無	1.5H	A重	490L (9RF 設置)	1400L (B1F 屋内 ﾀﾝｸ)	7H	ﾄﾗﾝｽが倒れて燃料移送ﾎﾟﾝﾌﾟが動かず燃料切れで停止。発電装置が南北方向に3mm程度ずれている。その他外損は無し。
M駅	PU375	神戸市中央区	9RF	有	有	無	1.5H	A重	490L (9RF 設置)	無	2H	燃料切れで停止。ｱﾝｶｰﾎﾞﾙﾄを含め機器の外損は無し。
F社神戸ｼｽﾃﾑｾﾝﾀｰ	PU500	神戸市西区	7RF	有	有	無	4.0H	A重	1950L	無	8H	異常無し。
R病院	PU500S	神戸市東灘区	13RF	有	有	有	4.0H	A重	1950L (13RF	無	7H	自動始動後、遮断器ﾄﾘｯﾌﾟしたので手動でｴﾝｼﾞﾝ停止した。その後手動で始動して手動で遮断器を投入、燃料切れまで運転した。遮断器ﾄﾘｯﾌﾟの原因は不明。
Kﾋﾞﾙ	PU375	神戸市中央区	11RF	有	有	無	4.5H	灯油	990L (11RF	無	4H	燃料切れで停止。ｱﾝｶｰﾎﾞﾙﾄを含め機器の外損は無し。
S医療ｾﾝﾀｰ	PU750 × 2台	神戸市北区	7RF	有	有	有	不明	A重	1950L (7RF	3000L (地下	8H	防災用と保安用をﾊﾟﾗ運転中に保安用に逆電力警報が出て重故障にて保安用がﾄﾘｯﾌﾟ。ﾘｾｯﾄ後正常にﾊﾟﾗ運転した。外損は無し。また地下ﾀﾝｸからの燃料ラインも異常無し。
K新ﾋﾞﾙ	PU250S	神戸市中央区	14RF	有	有	無	38H	軽油	490L	6000L	48H	異常無し。

注）運転可能時間は小出槽及び主タンクが満タンで
１００％負荷で運転した場合を示す。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

(1) コージェネレーションシステムの場合

前述のように，今回調査した9件の内，震災発生時に4件が稼働中であったが，この内の3件は保護装置が作動して緊急停止している。

作動した保護装置はガスタービンの主軸振動大が2件と回転数低下が1件であった。これらの保護装置はコージェネレーションシステム特有のもので，非常用には取り付けられておらず，前者は軸系の異常を検知して損傷が拡大するのを防止することを主目的としており，後者は異常により停止する際，いち早く燃料系を遮断することを目的としている。

今回これらが作動したのは，主軸振動については地震により外部から大きな振動が加わった為で，回転数低下については何らかの理由により，一時的に燃料が減少した為ではないかと推測されるが，何れもそのまま再起動して順調に運転を継続しており，確たる原因の特定は出来ていない。

何れにせよ，今回保護装置が作動した原因は本来の目的以外に要因があったと思われるが，これらはシステムの保護上必要不可欠な装置であり，この種の誤作動を完全に回避するのは非常に困難であると考える。

(2) 非常用発電装置の場合

非常用発電装置の場合，装置の性格上，一般に保護装置は極力少なくなっているが，今回の震災時に保護装置が作動して，自動起動できなかった例が2件あった。

この2件は何れも燃料タンクの油面異常を検知したもので，この装置は元来燃料系の油漏れ検出を目的としていたものが，地震の揺れによる液面の変化を察知して動作したものと思われる。これについては，緊急時の確実な作動を最優先すべきと云う観点から，今後何らかの改善が必要と考えている。

また，顧客側の所掌する部分ではあるが，継電器及び切換スイッチの動作不良により，自動起動できなかった例が2件あった。これらの故障と地震の関係は定かではないが，手動で起動していたり，後日の点検では確たる異常が見当たらなかったことなどから，可動部分が地震の影響で誤動作したことも十分考えられる。

この他，エンジン排気センサーの半断線及び燃料ノズルの詰まりが原因と思われるものがそれぞれ1件づつあった。これらの不具合は何れも定期的に的確なメンテナンスを行う事により，防止できた可能性が十分あることから，アフターサービス体制の強化を図って，全ての顧客との密接かつ永続的な連携が保てるよう配慮する必要があると反省している。また，後日の点検運転では異常が見つからず，全く原因が摑めていない不具合が2件あったが，これらに付いてもユーザーと密接に連携をとりながら，今後とも追跡調査していきたいと考えている。

6．考　察

今回の調査結果の纏めとして，地震発生時の発電装置に対する影響に付いて以下に考察する。

(1) ガスタービン発電装置の耐震性について

一般にガスタービン発電装置は軽量で振動が少ない為防振装置が簡易で，地震波にくらべると，系の固有振動数も高く，倒壊等の事故が起こりにくい事，及び冷却水が不要な事などから，地震に対して信頼性の高い装置であると云える。

当社では昭和53年の宮城県沖地震の後，日本内燃力発電設備協会の耐震措置調査研究の一環として，大型加振台によるガスタービン発電装置の耐震性確認試験を実施している。この試験では，宮城沖他3種類の実地震波のレスポン波（4 Hz，7 Hz）を用いて水平方向に1,000 GAL，垂直方向に500 GALの厳しい加振試験をガスタービン発電設備に対して行い，起動や負荷運転等が支障無く行える事を確認していた。

今回の大震災では，多数の発電装置が被災地にあり，実際に大地震の影響を試される結果となったが，本文でも述べたように，発電装置そのものに本質的な不具合は発生しておらず，はからずも上記試験結果が裏付けられたと判断している。

勿論，一部の遮断器や継電器等の可動部分を持った電気品の如く，影響度の判然としない物も残っており，今後とも地震に対する信頼性の向上と確認の作業を怠る事は出来ないと考えている。

また，燃料配管など建物の損傷による二次的な影響を受け易い付帯設備に付いて，今回幸いにも致命的な損傷を受けたものはなかったが，システム全体ではアキレス腱的な弱さを持った部分であり，十分な配慮を持って計画する必要がある。特

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

に壁や床の貫通部分や基礎の異なる機器間の配管配線に付いては，変形や相互の揺れの位相差を想定して，間隙の設定や可とう管の利用方法等を注意深く検討する必要がある。

(2) 保護装置に付いて

発電装置には一般に，自分の異常を検知して運転を停止し，損傷の拡大を防ぐ目的で各種の保護装置が付けられている。今回，非常用の発電装置において，これらの保護装置が地震の影響で誤作動し，正常に起動できなかった例があった。

特に非常用の場合は，その使用目的からこう云った不具合は避ける必要があるが，常用兼用機やあるいは非常用専用機でも日常の点検運転時には，こう云った保護装置が有用な場合がある。これらのことから非常用途の場合は，保護装置は極力簡素化して警報等の別の手段を考慮すると共に，待機中は全ての保護装置を無効にして，絶対的に起動を優先する様な特別の工夫を施す必要があると考える。

(3) 日常のメンテナンスと取扱いについて

今回発生した不具合の中には，長期間定められた保守点検が為されておらず，正常な運転が出来なかった例があった。また，上に述べた保護装置の例では，当直者がこれの解除して起動する方法を知らなかったために，管理責任者が駆けつけるまで給電出来なかった事例がある。

この様なメンテナンスや運転等の取扱いに付いては，引き渡し時点に取扱い説明書による教育を行ってユーザー側に引き継ぐのが通例であるが，特に納入後長期間経過したものについては，担当者の交代等で必ずしも十分徹底されていない例も多い。また，取扱い説明書の内容についても，緊急時の対応等については不十分なところがあり，これを契機に再度見直すと共に，長期間の安定したアフターサービスを行う体制を早急に作り上げたいと考えている。

7．おわりに

本文は阪神・淡路大震災の発生後，当社製ガスタービン発電装置の状況を点検調査する過程で得られた情報を基に纏めたものである。

従って，系統的に整理された内容とはなっておらず，学会誌に掲載するには不十分なところは多々あると思うが，未曾有の大震災を体験した実況報告として，何らかの参考になればと考えている。

最後に，今回の調査に快くご協力戴いたユーザー各位には，心より感謝いたします。

入会者名簿

正会員

海老名 康祐（石川島播磨重工業）	関 修一（先進材料利用ガスジェネレータ研究所）	高澤 金吾（航空宇宙技術研究所）
壹岐 典彦（機械技術研究所）	田中 照司（川崎重工業）	中林 隆幸（ブリッツ）
橋本 謙造（防衛大学）	今中 英二（ダイハツディーゼル）	渡辺 清春（全日本空輸）
中村 昭三（日立製作所）	鳥居 薫（横浜国立大学）	佐藤 亮一（石川島播磨重工業）
森 茂里男（放電精密加工研究所）	新井 咲雄（インターナショナルサーボデータ）	

学生会員

和藤 智昭（武蔵工業大学）	広瀬 宏一（東京電機大学）	飯田 安彦（東海大学）
宿岩 敦郎（東京理科大学）	待田 徹（法政大学）	原 浩之（東京理科大学）

賛助会員

水島共同火力㈱　　㈱さんれい

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

に壁や床の貫通部分や基礎の異なる機器間の配管配線に付いては，変形や相互の揺れの位相差を想定して，間隙の設定や可とう管の利用方法等を注意深く検討する必要がある。

(2) 保護装置に付いて

発電装置には一般に，自分の異常を検知して運転を停止し，損傷の拡大を防ぐ目的で各種の保護装置が付けられている。今回，非常用の発電装置において，これらの保護装置が地震の影響で誤作動し，正常に起動できなかった例があった。

特に非常用の場合は，その使用目的からこう云った不具合は避ける必要があるが，常用兼用機やあるいは非常用専用機でも日常の点検運転時には，こう云った保護装置が有用な場合がある。これらのことから非常用途の場合は，保護装置は極力簡素化して警報等の別の手段を考慮すると共に，待機中は全ての保護装置を無効にして，絶対的に起動を優先する様な特別の工夫を施す必要があると考える。

(3) 日常のメンテナンスと取扱いについて

今回発生した不具合の中には，長期間定められた保守点検が為されておらず，正常な運転が出来なかった例があった。また，上に述べた保護装置の例では，当直者がこれの解除して起動する方法を知らなかったために，管理責任者が駆けつけるまで給電出来なかった事例がある。

この様なメンテナンスや運転等の取扱いに付いては，引き渡し時点に取扱い説明書による教育を行ってユーザー側に引き継ぐのが通例であるが，特に納入後長期間経過したものについては，担当者の交代等で必ずしも十分徹底されていない例も多い。また，取扱い説明書の内容についても，緊急時の対応等については不十分なところがあり，これを契機に再度見直すと共に，長期間の安定したアフターサービスを行う体制を早急に作り上げたいと考えている。

7．おわりに

本文は阪神・淡路大震災の発生後，当社製ガスタービン発電装置の状況を点検調査する過程で得られた情報を基に纏めたものである。

従って，系統的に整理された内容とはなっておらず，学会誌に掲載するには不十分なところは多々あると思うが，未曾有の大震災を体験した実況報告として，何らかの参考になればと考えている。

最後に，今回の調査に快くご協力戴いたユーザー各位には，心より感謝いたします。

入会者名簿

正会員

海老名 康祐（石川島播磨重工業）	関 修一（先進材料利用ガスジェネレータ研究所）	高澤 金吾（航空宇宙技術研究所）
壹岐 典彦（機械技術研究所）	田中 照司（川崎重工業）	中林 隆幸（ブリッツ）
橋本 謙造（防衛大学）	今中 英二（ダイハツディーゼル）	渡辺 清春（全日本空輸）
中村 昭三（日立製作所）	鳥居 薫（横浜国立大学）	佐藤 亮一（石川島播磨重工業）
森 茂里男（放電精密加工研究所）	新井 咲雄（インターナショナルサーボデータ）	

学生会員

和藤 智昭（武蔵工業大学）	広瀬 宏一（東京電機大学）	飯田 安彦（東海大学）
宿岩 敦郎（東京理科大学）	待田 徹（法政大学）	原 浩之（東京理科大学）

賛助会員

水島共同火力㈱　　㈱さんれい

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

RECENT RESEARCH ON TURBOMACHINERY -VKI TURBOMACHINERY DEPARTMENT (2)

F. A. E. Breugelmans

III. UNSTEADY FLOW

The VKI Turbomachinery Department has since long an activity in the unsteady flow in compressors and turbines. Boundary layer stability, blade-wake interference, rotating stall and surge have been active items for research. A selection is presented in this section.

III.a. Riblets Effectiveness in a Compressor Cascade with Pressure Gradient

This study concerns the drag reduction on compressor blades by altering the turbulent boundary layer development. The turbulent structure modification technique is a passive manipulator (namely riblets) interacting with the inner region of the boundary layer. Global measurements show a positive effect at small incidence while an increase of the drag is detected at high incidence angle. The physical understanding of riblet effectiveness is organized around three main points:

-The flowfield and the boundary layer development, calculated by an integral method, confirms the matching of the riblet geometry with the boundary layer flow conditions.

-A stability analysis of the pressure side boundary layer reveals a stronger Görtler instability at high incidence for the ribletted case than the smooth one. At low incidence, the ribletted and smooth cases do not show significant differences.

Measurements of blade surface boundary layer with a hot wire confirm these results. Therefore, the expected drag reduction is ruined by Görtler vortices present at high incidence angle on the ribletted surface but not on a smooth surface.

-The adverse pressure gradient on the suction side influences the riblet performance. Based on the simulation results, the trend is pointed out while the single hot wire measurement reveals an unsteady flow promoting an increase of drag. Different types of blades will be investigated to derive the controlling mechanism.

Both pressure side and suction side analyses explain satisfactorily the global behavior of riblets on blades. The next step will be to validate these explanations with other types of blades and to investigate the viscous effects of riblets in the vicinity of the wall. The aim is to determine whether the riblets' peaks and valleys alter the wall shear value in a different way under an adverse pressure gradient.

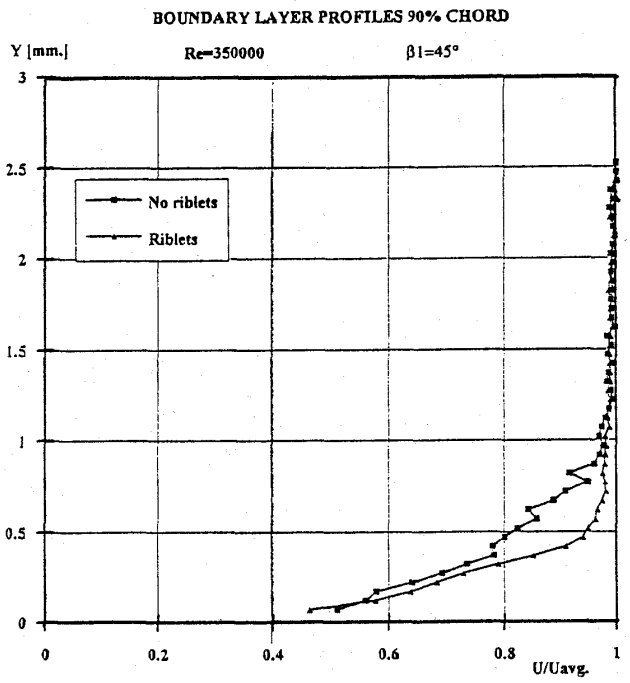


Fig. 3.a Riblets influence on local boundary layer.

(平成 7 年 3 月 30 日原稿受付)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

The presence of riblets does influence the fluctuating velocity component in the boundary layer at 90% chord on a compressor cascade operating slightly above optimum incidence angle (figure 3.a).

III.b. Study of the Blade-to-Blade Flow in a Compressor Rotor Using Particle Image Velocimetry

The numerical analysis of turbomachinery flows requires more experimental data and the limits of the intrusive measurement techniques are quickly reached when one deals with rotating elements. The results of the PIV (Particle Image Velocimetry) method applied to the investigation of the blade-to-blade flow in a compressor rotor are reported. The facility is a single stage subsonic axial flow compressor model. The experimental apparatus enables the recording of a double exposure photograph in a plane located at 85% of the blade height. The illumination plane has an axial direction and is parallel to the observation window in the casing. The light source is provided by a Ruby laser, whereas the seeding particles are submicron glycerine oil droplets. The data are processed by the Young's fringes method.

Measurement are performed at 3000, 4500 and 6000 RPM. They involve velocities in the range of 30 to 70m/s. Some of the problems encountered during this research are the non-homogeneous seeding concentration and the reflection of the high intensity light sheet on the blade surface. The short exposure time, inherent to the method, records the instantaneous velocity which can be influenced by the turbulence. The steady flowfield is extracted from an average of 10 pictures, by averaging point-by-point the experimental data. Upstream and downstream velocity triangles are confirmed by those obtained from classical flow explorations. A calculation of the blade channel flow is done and the difference between both velocity distributions is shown. At 3000 RPM, the Reynolds number based on the relative inlet velocity is slightly below the critical Reynolds number in terms of boundary layer transition for a compressor blade and separation is expected on the blade surface.

The comparison of the averaged results obtained by Particle Image Velocimetry and the blade-to-blade calculation is made in figure 3.b, where four selected planes have been chosen between leading and trailing edge.

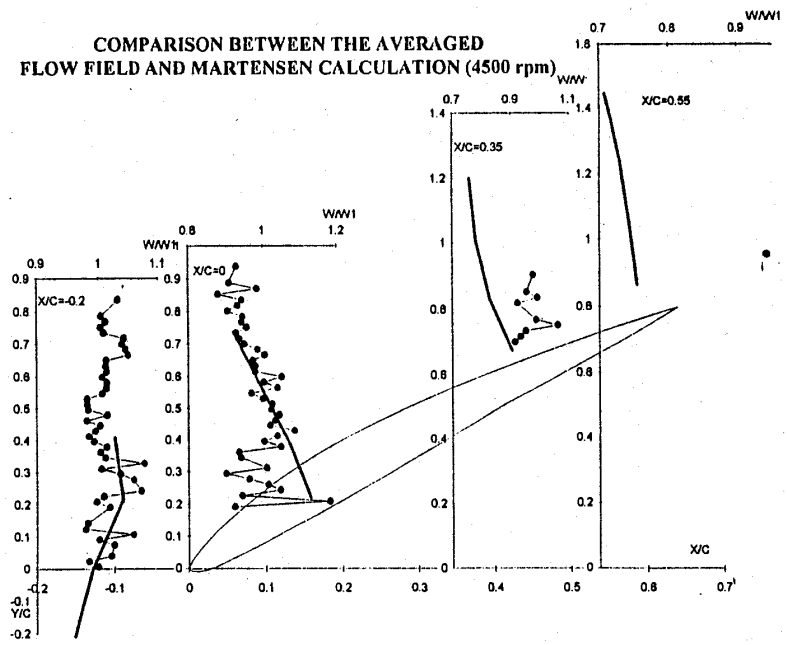


Fig. 3.b Particle Image Velocimetry. Compressor blade-to-blade results.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

III.c. The Use of Strange Attractors to Represent Rotating Stall Phenomenon in Axial Flow Compressors

Rotating stall is an instability phenomenon that arises in axial flow compressors when the mass flow is reduced at constant rotational speed. The flow reorganises itself into packages of severely retarded flow, called cells, that rotate around the annulus at some speed less than the rotor speed. The number, speed and extent of these cells varies from case to case adding complexity to the description of the phenomenon. The onset of rotating stall is accompanied by various detrimental effects, first of all a drop in pressure rise and mechanical stresses on the blades that can lead to failure. Regardless of the extensive experimental and theoretical investigation no general and complete model has, so far, been found.

Some features of rotating stall stimulated a different approach to the problem and in this project a qualitative analysis in the frame of chaos theory concepts has been carried out. The phenomenon is identified by the topologic properties of its Phase Space trajectory through which different dynamic systems can be classified as belonging to the same class and can be represented by a simple set of differential equations. The result of the experimental investigation, carried out with 5 different sensors and on 2 different rotors, has shown the existence of phase-space structures for rotating stall with fractal character. The possibility of reconstructing the trajectory for the purpose of a real-time system monitoring from the acquisition of experimental data of a single flow parameter is investigated.

The Strange Attractor for a single Rotating Stall cell is made and the different operating conditions around the circumference can be distinguished. The dense cluster of points at the right hand side represents the steady state or out-of-stall flow conditions, the stall cell with the large fluctuating velocities is found back in the torodoial motion on the left hand side (figure 3.c). The large circular motion around the dense cluster is the transition from unstalled to stalled motion in the cell.

III.d. Active Control of Centrifugal Compressor Surge

This research consists in the realisation and testing of an active control strategy for centrifugal compressor surge. Surge is an unstable flow regime consisting of periodic mass flow oscillations, which occurs in compressors operating at low mass flow and high pressure ratio.

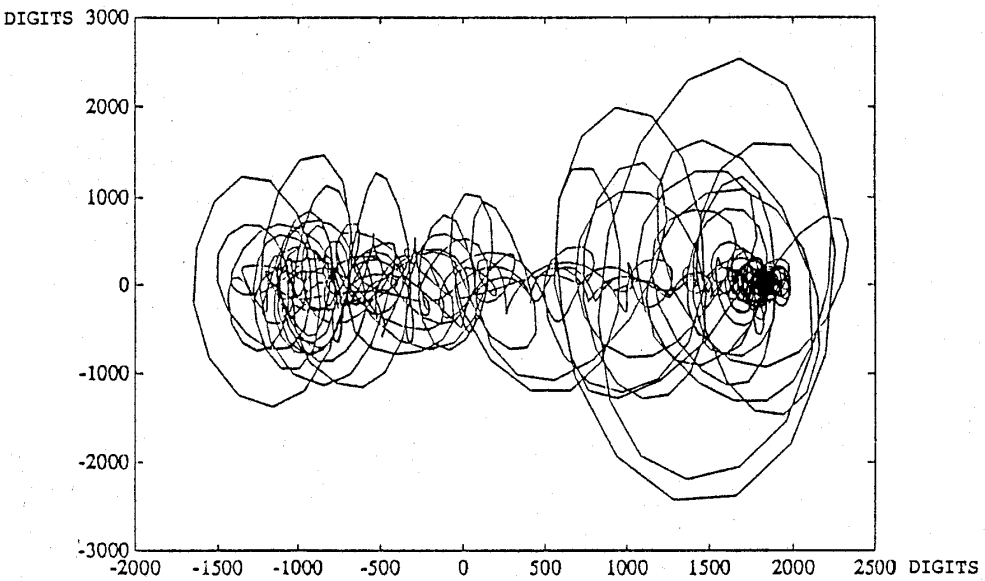


Fig. 3.c Single Cell Rotating Stall, Strange Attractor.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/02

Because of the important pressure oscillations characterising surge, damage to the machine may occur and it is necessary to keep the compressor away from this unstable region. For these reasons, considerable research has been carried out in order to shift the surge limit to lower mass flows. The throttle valve control we have chosen is one of the methods proposed.

Using a regulation loop which detects the pressure disturbances in the outlet plenum, and reacts by opening or closing the regulation throttle valve, we are able to influence the stability of the compressor. An increase of stability can be achieved if both the phase and gain of the controller are suitable.

New controllers, making use of Digital Signal Processing techniques, are presently under development. The objective of the project was to replace an analogue controller by a digital one, in order to control surge at more than one frequency. The controller is an Infinite Impulse Response system that has been designed using the pole zero placement method. Two types of control programs have been implemented on a Digital Signal Processor. First experiments show that these new systems allow suppression of surge at more than one frequency. For the one frequency controller, the results are identical as last year. For the two frequencies controller, the pressure perturbations have been clearly reduced, even if some improvements are still to be done.

The action of the controller is illustrated by the comparison of two records of the pressure fluctuations in surge. The pulsations are reduced to 1/3 of the original value peak to peak (figure 3. d).

III.e. Time Varying Turbine Blade Wake Characteristics

The BRITE/EURAM Research Project aims at a better understanding of the turbulent structure of turbine wake flows where random turbulent motions are superposed on large periodic coherent structures, known as von Karman

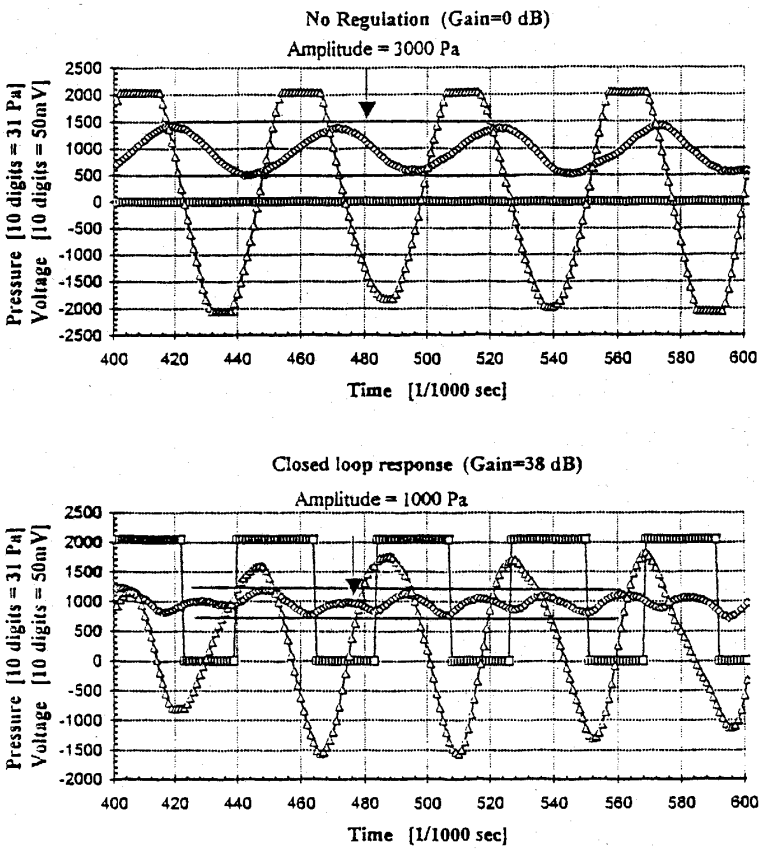


Fig. 3.d Effect Active Control on surge pulsations.

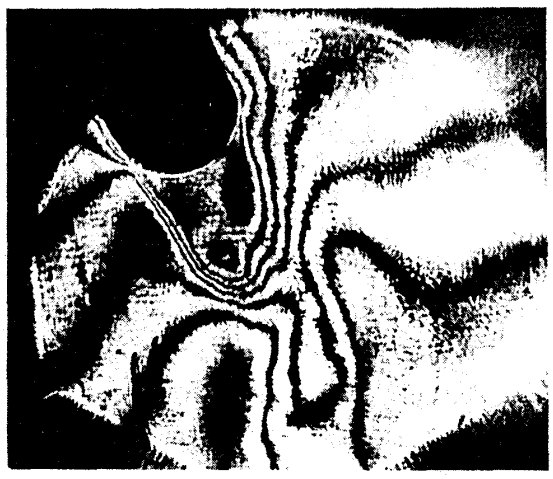
Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

vortex streets. The experimental investigations are also designed to provide a data base for unsteady viscous flow solvers.

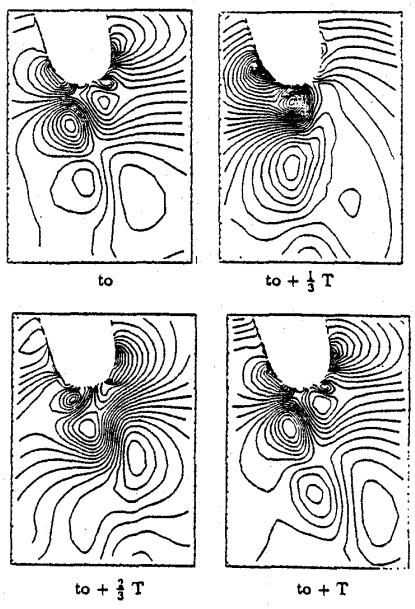
Research over the past year focused on two particular aspects: the determination of the unsteady pressure distribution around and upstream of the trailing edge and the investigation of the time-varying density field using holographic interferometry. A particular problem was the determination of the instantaneous density field with respect to the phase angle of the trailing edge vortex shedding and its relation to the time-varying pressure distribution around the trailing edge. The investigation was carried out on a three-blade turbine cascade. Two differently instrumented central blades were used, both equipped with fast response pressure transducers. On the central blade trailing edge the optical measurement was also applied: Holographic interferometry application faced with the definition of the reference density value for a quantitative interpretation, as well as phase hologram recording synchronization with the vortex shedding frequency for the description of the time varying evolution of the phenomenon.

The correlation with the blade pressure distribution served also to determine the absolute value of the constant density lines. However, it became apparent that the correlation of the constant density lines with the blade pressure distribution was insufficient to determine the absolute density distribution in the entire flow field due to the uncertainty in the sign of the density gradients, in particular in the far-wake field. Additional high frequency static pressure measurements in the far-wake field are required to eliminate this uncertainty.

Unsteady base pressure measurements pointed out a higher vortical activity for the vortex shed from the pressure side compared to the one from the suction side. The holographic interferometry results show the presence of two clearly defined regions: the mean flow region and the wake region. The vortex shedding period seems to be divided into two intervals in which the flow characteristics are slightly different, according to the predominant activity of the vortex shed from the pressure side. The presence of a high density gradient in the first phase interval and of a density pattern perpendicular to the mean flow direction in the second one are aspects that need a deeper investigation. The time-varying base pressure and the



HOLOGRAPHIC INTERFEROMETRY
ON TURBINE BLADE TRAILING EDGE WAKE (M_{2is}=0.4)



: *Isobares at turbine blade trailing edge*

Fig. 3.e Turbine blade trailing edge flow. Interferogram and Calculations.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

density distributions were compared with the prediction of a Navier-Stokes solver. The agreement was generally good.

Finally, preliminary tests were performed in view of determining the time varying wake velocity field through the PIV technique making use of the YAG laser. The pressure measurements on this turbine blade (nozzle guide vane, 65 deg turning, outlet Mach number M2 = 0.40) served as a test case for unsteady N-S solvers in a workshop on code validation during the VKI LS May 1994. The vortex shedding frequency and the detailed time-varying pressure distribution around the trailing edge were surprisingly well predicted using an upwind method coupled with a 1-equation turbulence model.

The side by side presentation of the interferogram and the calculation results demonstrate the type of results that can be obtained for further code evaluation and unsteady flow study of the trailing edge base flow problem (figure 3.e).

Ⅳ. NUMERICAL METHODS

Ⅳ.a. Inverse Method for Turbomachinery Blading Design

Inverse methods allow the direct generation of geometries achieving prescribed performance. They therefore may lead to substantial reduction of development time when compared to trial and error procedures which are still widely used. The method developed is for the design of turbine and compressor blades. Imposed is the pressure distribution on the blade walls, which provides the best control on the aerodynamic performance. This allows the control of the boundary layer development, the design of shock free blades and, if shocks cannot be avoided, the interaction between the shock and the boundary layer can be attenuated. The method is iterative. The blade shape is modified using a physical algorithm, based on a transpiration method. The transpiration flux is calculated by means of a modified Euler solver, in which the target pressure distribution is imposed on the blade walls. During this calculation the blade walls are assumed permeable to the flow. The method is illustrated by the tip section supersonic compressor rotor blade, which has been modified to obtain a shock free recompression along the suction side. The final isentropic Mach number distribution is compared to the initial one. The final flow field shows that the leading edge bow shock does not interact with the suction side boundary layer. The blade suction side is concave shaped, generating compression waves. These waves converge into the shock, which is hanging in the flow. Previous methods make use of inviscid solvers and the designed blade geometries include the boundary layer displacement thickness.

The three-dimensional method extension allows the use of additional degrees of freedom, such as the lean-, dihedral angle and the meridional contour, to reach a better control of the blade geometry and to reduce unwanted three-dimensional aspects of the flow field.

Research has started to combine existing 3-D Navier-Stokes solvers with an expert system, based on artificial intelligence.

The principle and result of the inverse design procedure is illustrated, using a section of a transonic rotor. The original and final Mach distribution are compared (figure 4.a)

Ⅳ.b. Unsteady flow in Centrifugal impellers. A Parametric study.

Non-axisymmetric geometries downstream of centrifugal impellers, such as a volute operating at off-design condition, impose a non-uniform static pressure distribution at the impeller outlet. This non-uniform outlet static pressure causes unsteady forces on the blades and the shaft. The aim of this project is to compute these forces by means of an unsteady Euler code. A first method consists of integrating the static pressure on each of the surfaces

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

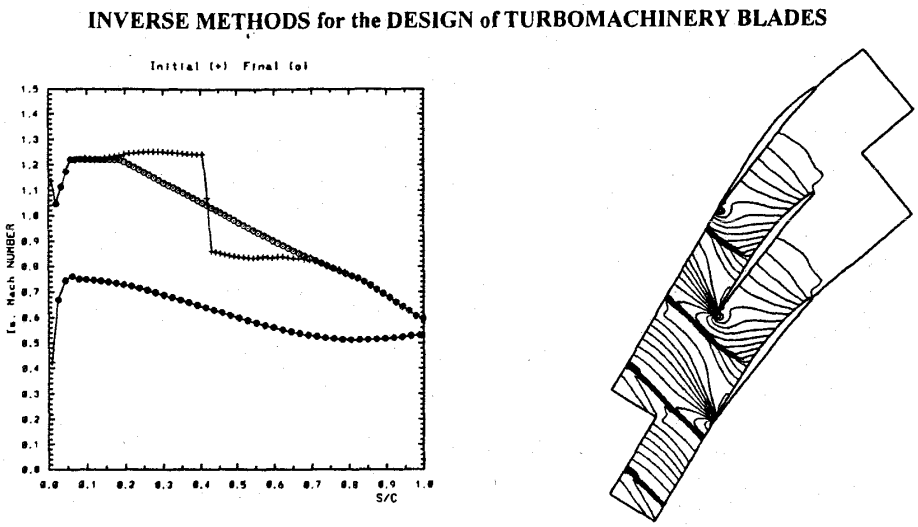


Fig. 4.a Inverse Methods. Result for a high speed section.

constituting the whole impeller. A second method applies the momentum conservation principle to the impeller boundaries to get the forces on the whole impeller.

Two acceleration techniques have been implemented to reduce the large CPU time needed for these unsteady computations. The first is a modification of the phase-lagged periodic boundary conditions required to simulate the non-periodic flow field in each blade passage. The second one is the implementation of multiple grid. The flow is first computed on a coarse mesh and after a mesh refinement, the computation is continued on a finer mesh to achieve a good accuracy of the flowfield. The present method has been used to study the parameters influencing the forces.

An increase of the blade forces due to resonance of the flow in a blade passage has been observed at a reduced frequency of 1. Calculations on two impellers, with radial ending or backward leaned blades, show how the impeller geometry influences the different distributions to these forces.

Ⅳ.c. Calculation of the 3-D unsteady inviscid flow in a Centrifugal impeller due to circumferential distortion of the outlet static pressure.

Distortion of the Outlet Static Pressure Centrifugal compressors have a wide variety of industrial and aeronautical applications, and quite often they are operating at off-design conditions. In this case, a non-axisymmetric geometry downstream of the impeller, such as a volute type collector imposes a non-uniform static pressure distribution at the outlet of the impeller. This creates a cyclic variation of the flow in the impeller channels and produces radial forces acting on the impeller shaft causing failure of the bearings. The target of the present work is to calculate these forces by investigating the unsteady flowfield of the impeller caused by the volute static pressure distribution. The model which is used for the analysis of the flowfield is the three-dimensional unsteady Euler equations. The space discretization is done by means of the Finite Volume technique which gives second order accuracy and the time integration according to the four-step Runge-Kutta scheme providing fourth order time accuracy. The artificial viscosity proposed by Jameson was used to stabilize the solution and to suppress oscillations near discontinuities.

In order to simulate correctly the transient behavior of the flow due to the non-uniformity of the downstream static pressure, phase lagged periodicity conditions are implemented. Sev-

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

eral types of upstream and downstream non-reflecting boundary conditions are implemented in order to minimize the reflection of the disturbances on the boundaries and to reach faster convergence to the periodic behavior. Calculations with different location of inlet and outlet boundaries show no effect on the solution which confirms the truly non-reflecting character of the boundary conditions. Acceleration techniques have been developed to speed up the convergence to a periodic flow. The program is in a vectorized version of the CRAY YMP. This makes feasible the computations of real test cases with very fine grids in reasonable computer times. The following figures show the variation during one rotation of the impeller outlet relative flow angle and radial velocity (VR2/U2) predicted by the 3-D unsteady calculation versus the results of a quasi steady calculation. Future plans include the integration of the unsteady impeller calculations with the available volute prediction model to obtain an integrated stage prediction method. The extension to incompressible flows will make this method applicable also for pumps.

The non-axisymmetric distortion from the volute and the impeller response is illustrated by the circumferential evolution on a surface near to the hub (figure 4.c)

Ⅳ.d. Three Dimensional numerical analysis of the Rotor/Volute interaction

After a working fluid e. g. air, water, liquid oxygen, etc. has passed through a centrifugal compressor or pump rotor, it is pushed out towards a radial diffuser. At the diffuser outlet, the fluid is collected around the periphery by a volute. The volute is essentially non-axisymmetric so that, at off-design conditions, the static pressure of the fluid varies along the volute. This circumferential pressure distortion propagates back to the impeller outlet and has the following effects:

-firstly, the flow inside the rotor is unsteady due to the non-uniform outlet back pressure. The rotor blade trailing edges shed unsteady vortices that make the flow rotational in the diffuser.

-secondly, radial forces are induced on the wheel shaft and on the bearings supporting the shaft. Wear and even destruction can occur due to fatigue.

-finally, noise and vibrations are experienced.

An efficient tool is therefore needed to design distortion-free volutes at the design flow and to predict the effects of a pressure distortion at off-design conditions. All the effects described above are still increased when the working fluid is a liquid and the pressure levels are high, so that it becomes of interest to consider incompressible flows.

Starting with a 3-D compressible solver for the volute and a 3-D unsteady compressible solver for the rotor, the goal of the research is to make a 3-D unsteady incompressible flow solver for the whole pump, rotor-diffuser-volute, and to study the interaction between the rotor and the volute and its effects on the global performance of the machine.

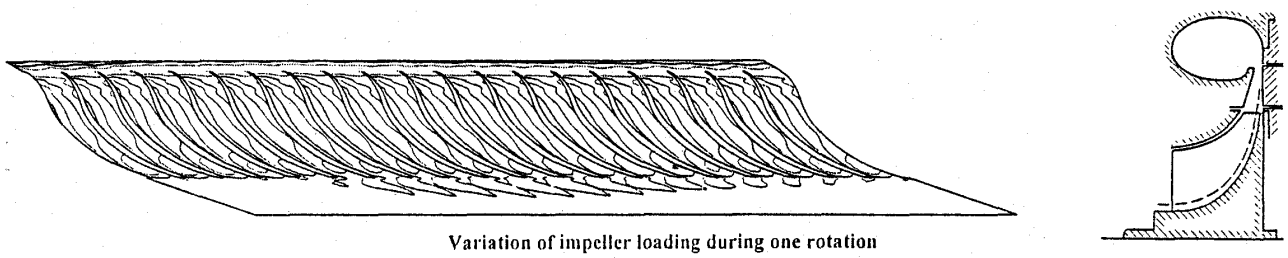


Fig. 4.c Non-axisymmetric exit flow distortion. Impeller response.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

講義

CFDによる乱流解析(2)

東京大学生産技術研究所　小林敏雄
〃　谷口伸行

1．乱流数値計算上の課題

前回の講義において乱流解析における課題として格子，差分スキーム，境界条件や乱流モデルが主なものであることを述べた[1]。そこでは市販コードあるいは大学研究者等の作成したコードによるバックステップ乱流の数値計算結果の比較によって，それぞれの因子が与える影響を独立に表現することを試みた。バックステップのような形状が比較的単純なもので，実験値が豊富に与えられているものに関しては，この試みはある程度成功し，格子数・格子の集中度・スキームの影響などは概略明らかにされている。実用上の流れになると，流路形状は複雑になり流れ自体も複雑になる。したがって再び各因子の計算結果に及ぼす影響はミックスされてしまうことになる。しかしながら，このような流れ場においても，単純な形状の流れにおける諸因子の影響に関する知識は有効である。ここでは複雑な形状をもつ流れ場を対象として，スキーム，境界条件，格子生成特に複雑物体を扱う際の格子生成について最近の話題と実例を紹介する。

2．風上差分スキームと数値粘性誤差

2.1　風上差分の考え方

流れの運動方程式であるN・S式，あるいは，温度などスカラーの輸送方程式には，流れによる移流と粘性による拡散の効果が同時に現れている。このうち拡散をあらわす2階微分項（拡散項）については，元の微分方程式の解の性質が自然な差分近似によっても良く保たれるため，多くの数値シミュレーション問題では差分の表式（以下これをスキームと呼ぶ）に対して特別な考慮を必要としない。一方，流れによる移流をあらわす1階微分項（移流項，または，対流項）を中心差分であらわすと数値解の計算が不安定となったり物理的に不適当な振動解を生じる場合があり，いわゆる風上差分を用いることでこれらを改善できることが知られている。

（平成7年5月22日原稿受付）

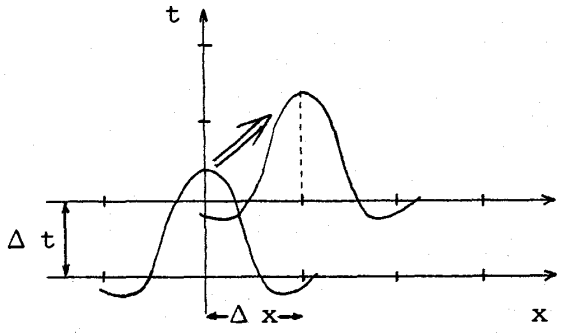


図1　移流効果と風上差分

ここで，拡散項を含まない移流方程式を考えると，その解は時間と共に初期分布がそのまま下流に流されていくことになり，風上差分がこの解の性質を反映していることは直感的に理解できる（図1）。しかし，この考え方が正しく意味をもつのは，移流方程式が線形で右辺項（生成項）をもたず，かつ，直前の解だけから次の時刻の値を算出するという単純な陽解法を用いた場合に限られる。一方で，実際の数値シミュレーションでは，非線形波動を生じる圧縮性流れ解析や，陰解法あるいは高次精度の時間進行アルゴリズムを用いる場合にも風上差分の手法が有効に用いられている。では，これらの場合に風上差分はどう働いているのだろうか？

それでは，風上差分の意味を調べながら各種の差分スキームについて考えてみよう。

2.2　数値粘性誤差

差分スキームの近似精度を評価する場合に一般的に用いられるのがテーラー級数展開の打ち切り誤差である。たとえば，1階微分の中心差分近似，

$$\frac{du}{dx}=\frac{1}{2h}(u_{i+1}-u_{i-1})-\frac{1}{6}\frac{d^3u}{dx^3}h^2+\cdots \qquad (1)$$

において格子幅hに関して最も低い次数の誤差

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

は1/6 $(d^3u/dx^3)\ h^2$ であり，これを「差分スキームが2次精度である」という。これに対して，風上差分では，

$$\frac{du}{dx}=\frac{1}{h}(u_i-u_{i-1})+\frac{1}{2}\frac{d^2u}{dx^2}h-\frac{1}{6}\frac{d^3u}{dx^3}h^2+\cdots \tag{2}$$

となり，最低次の誤差項は $1/2(d^2u/dx^2)h$ で1次精度である。ここで言う精度は，具体的には格子幅を (1/a) にすると誤差が (1/a) の1乗，2乗で小さくなることを意味する。もし，格子幅が2倍異なる2つの計算格子 (h, 2h) による解析結果が得られれば，1次精度，2次精度の差分を用いたときの数値誤差は，それぞれ，

$$\varepsilon_h \sim |u_h-u_{2h}| \tag{3a}$$

$$\varepsilon_h \sim |u_h-u_{2h}|/3 \tag{3b}$$

と見積もられる。この評価法は，非線形方程式では必ずしも正確ではないが，誤差が小さい（10%以下）ときに有効である。

さて，式(1)と(2)を比較すると，風上差分は中心差分に付加項を加えた，

$$\frac{1}{h}(u_i-u_{i-1})=\frac{1}{2h}(u_{i+1}-u_{i-1})-\frac{1}{2h}(u_{i+1}-2u_i+u_{i-1}) \tag{4}$$

とも表すことができる。右辺の付加項はまさに上に述べた風上差分の誤差項の差分近似であり，その2階微分を含む表式によって粘性による拡散項と同じ効果をもつことが理解できる。風上差分が数値振動を抑えるのはこの付加項の効果による訳で，これを数値（人工）粘性と呼ぶ。この効果として同時に，得られる数値解に余分な拡散効果が含まれることになる。

上記の考え方はテーラー展開の高次項まで考慮した差分式にもそのまま展開でき，たとえば，4次精度中心差分に4階微分を付加して3次精度の一般的な表式，

$$\frac{du}{dx}=\frac{1}{12h}(-u_{i+2}+8u_{i+1}-8u_{i-1}+u_{i-2})+\frac{\alpha}{12h}(u_{i+2}-4u_{i+1}+6u_i-4u_{i-1}+u_{i-2}) \tag{5}$$

が得られる。ここで，係数 α は任意に選べるが，$\alpha=3$ (k−kスキーム)，$\alpha=1$ (UTOPIAスキーム) が比較的多く用いられている。この場合，4階微分もまた一種の粘性効果を表すが，2階微分の粘性拡散項よりも影響は局所的で数値解の安定化に対して効率的に働く。格子幅が解の変動に対して適当であれば数値粘性誤差を物理的な粘性拡散より充分小さく抑えることができる。

また，有限体積法（コントロール・ボリューム法）に従って定式化を行うと保存型の差分近似

$$\frac{du}{dx}=\frac{1}{h}(u_{i+\frac{1}{2}}-u_{i-\frac{1}{2}})-\frac{1}{24}\frac{d^3u}{dx^3}h^2+\cdots \tag{6}$$

が得られるが，この場合にはボリューム境界値 $u_{i+\frac{1}{2}}$ の補間式によって風上差分相当のスキームが表される。

a）1次精度

$$u_{i+\frac{1}{2}}=\frac{1}{2}(u_{i+1}+u_i)-\frac{\beta}{2}(u_{i+1}-u_i)+\frac{\beta}{2}\frac{du}{dx}h-\frac{\beta}{8}\frac{d^2u}{dx^2}h^2+\cdots \tag{7a}$$

($\beta=1$: 1次風上差分，$\beta=0$: 2次中心差分)

b）2次精度

$$u_{i+\frac{1}{2}}=\frac{1}{2}(u_{i+1}+u_i)-\gamma(u_{i+1}-2u_i+u_{i-1})-\left(\frac{1}{8}-r\right)\frac{d^2u}{dx^2}h^2+\cdots \tag{7b}$$

($\gamma=1/3$: 2次風上差分，$\gamma=1/8$: QUICK，$\gamma=0$: 2次中心差分)

ここで，QUICK ($\gamma=1/8$) スキームは補間式 (7b) では打ち切り誤差の次数が高くなるようにみえるが，式(6)の誤差が残るため全体としては2次精度の差分近似となる。

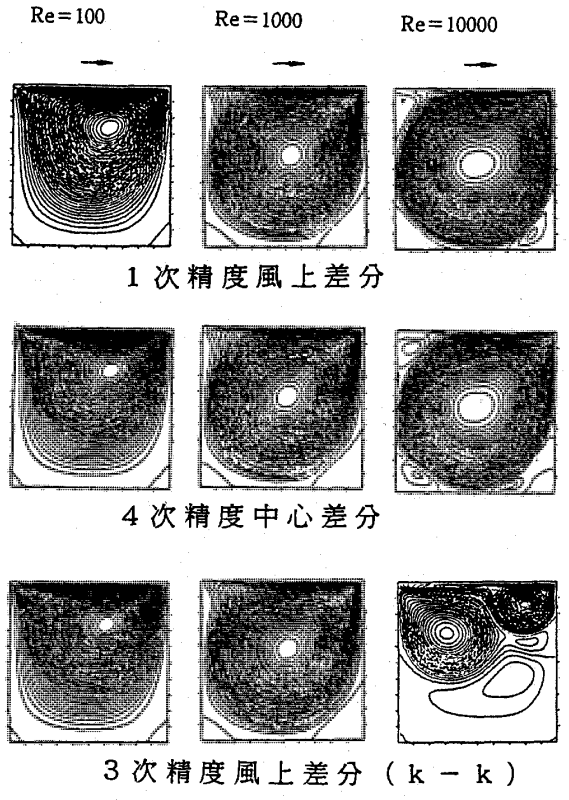
図2には上壁面が移動する2次元キャビティの層流問題をいくつかの差分スキームで解析した例[2]を示した。流線図ではいずれも妥当な結果にみえるが，断面速度分布からは明らかなように，1次風上差分の解は高レイノルズ数の場合でも分布が滑らかに計算されてしまい，誤差が「数値粘性」として働いていることがわかる。一方，3次風上差分 (k−kスキーム) では高レイノルズ数 (Re=10000 を除く) でも数値誤差は小さく，4階微分の数値粘性は充分小さく抑えられている。1次風上差分をもちいて同じ精度で解析しようとすると，

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

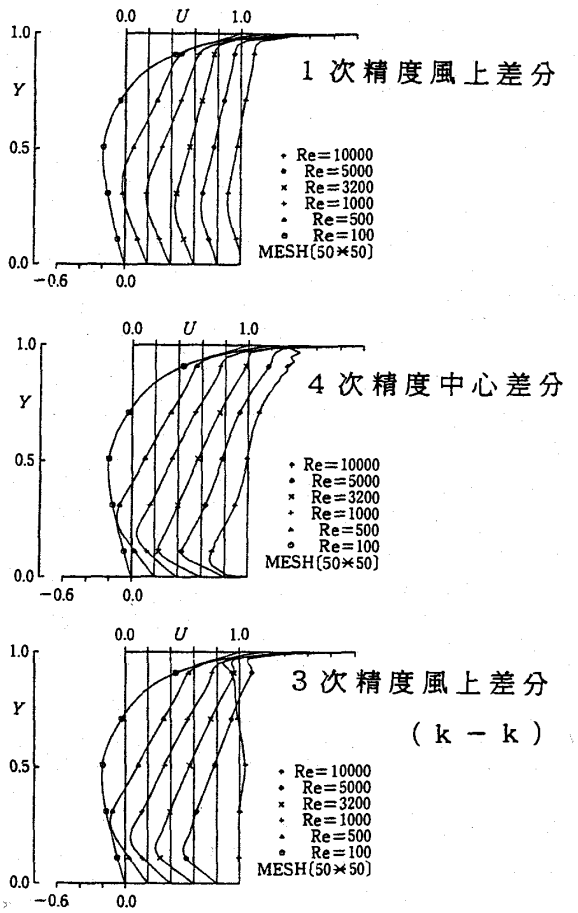
この問題でレイノルズ数1000の場合に4^2倍程度の分割数が必要と見積もられる。このような結果から，高レイノルズ数流れの解析では一般に1次風上差分は不適当と判断される。

2.3 数値振動と計算安定性

2次元キャビティ流れの問題でレイノルズ数10000の場合には3次風上差分を用いた結果が非定常な変動を示すようになる。また，他の問題では高次精度の差分スキームによる解析で計算が発散する傾向がしばしばみられる。一方，実験においてこのような高レイノルズ数で2次元性を保つことはできず，わずかな擾乱でも流れは複雑な非定常性を示し，あるいは，乱流に遷移する。このような場合でも高次精度スキームの数値誤差は小さいのだろうか？

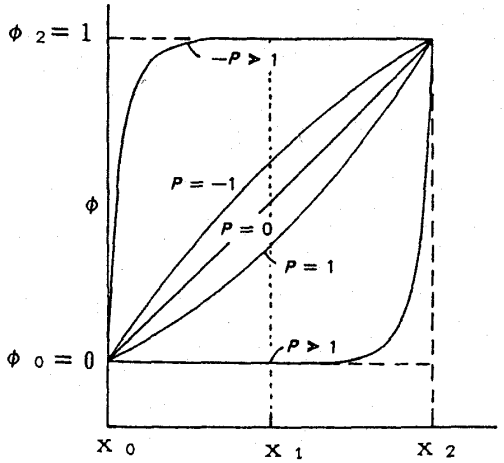


(a) 流線図

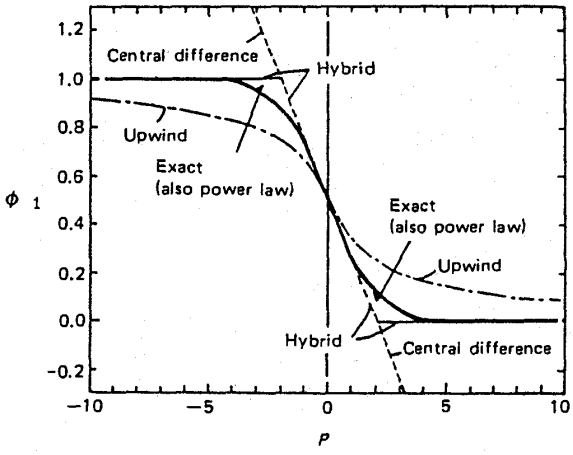


(b) $x=0.5$における速度分布

図2 キャビティ内流れの解析例



(a) 解析解の分布



(b) ϕ_1の差分解の比較

図3 移流拡散方程式の解のペクレ数による違い

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

そこで，見方を少し変え，流れ場の物理的な解の性質にしたがって数値誤差を評価してみよう。まず，簡単な例として，定常1次元の移流拡散方程式，

$$\frac{dJ}{dx}=\frac{d}{dx}\left(u\phi-\Gamma\frac{d\phi}{dx}\right)=0 \tag{8}$$

を考える。これを，式(1)，(2)などを用いて差分すると，

$$u\frac{1}{2h}(\phi_{i+1}-\phi_{i-1})-\Gamma\frac{1}{h^2}(\phi_{i+1}-2\phi_i+\phi_{i-1})=0 \tag{9a}$$

$$u\frac{1}{h}(\phi_i-\phi_{i-1})-\Gamma\frac{1}{h^2}(\phi_{i+1}-2\phi_i+\phi_{i-1})=0 \tag{9b}$$

と表される。境界条件 ϕ_0，ϕ_2を与えると，式(8)には解析解（図3aおよび図3bのExact）が存在するが，式(9a)，(9b)による ϕ_1の計算値と比較すると，ペクレ数

$$P=uL/\Gamma \tag{10}$$

（u: 移流速度，$L=x_1-x_0$: 格子幅，
Γ: 拡散係数）

により解析誤差が変化することがわかる。P〜0では中心差分（式（9a）スキームが解析解と良い近似を示すが，P>2ではむしろ風上差分（式(9b)）スキームの方が正確で，P→∞（移流のみ）で中心差分スキームの結果は発散する。これは，ペクレ数の大きいときの解析解に等分割格子（x_0, x_1, x_2）では解像できない急峻な変化が生じることによる。一般に，計算格子に対して滑らかでない（不連続な）解変化があるとき，高次差分スキームはオーバシュートを生じる傾向があることが知られている。

この結果を考慮することから，ペクレ数によってスキームを切り替えるハイブリッド・スキーム[3]などが提案されている（表1）。これらは，ペクレ数の広い範囲に渡って解析解を良く近似する。2，3次元問題に適用するにはやや複雑な定式が必要となるが，スカラー方程式に対して安定で適切な方法としてしばしば有用である。しかし，速度ベクトルを与える運動方程式については，一般に圧力項が移流，拡散項と同じオーダーであるために，解析解やその近似解が簡単な一般式では得られない。また，スカラー方程式においても非線形の右辺（生成）項が大きいときには同様である。よって，一般的には数値解自体に基づいた評価が必要である。

表1 対流拡散項スキームの表式

$J_{i+\frac{1}{2}}=u\phi_{i+1}-\Gamma A(|P|)(\phi_{i+1}-\phi_i)$

スキーム	関数Aの表式
1次風上差分	1
2次中心差分	$1-0.5\|P\|$
Hybrid	max (0, $1-0.5\|P\|$)
Power Law	max (0, $(1-0.5\|P\|)^5$)

ところで，解が充分滑らかで計算格子幅hが相対的に小さいときには，前に述べたテーラー展開に基づく誤差評価が有効であるので，ここで問題となるのは格子幅と同程度の解の空間変動が生じる場合である。このとき，必ずしも高次精度スキームが良い近似とならないことは上に述べた例のとおりである。これは，不連続な解に対してはテーラー級数展開が収束しないため，次数による精度評価が有効でないと考えることもできる。解変化を滑らかに近似できるように計算格子を細分化できないならば，数値誤差を本質的に小さくすることはできないわけで，この場合はスキーム評価の基準として，むしろ，数値計算の安定性が重視される。

ここで，スカラー方程式の移流項に対するスキームについて計算の安定性を，数値解が単調性（数値振動を生じない）を保つなどの条件に照らして検討すると，定数係数の線形式スキームですべての基準を満たす確実に安定なものは1次精度風上差分のみとなる。1次精度風上差分が一般に過大な数値粘性を含むことを考え合わせると，汎用的に高精度で安定なスキームは単一の線形式では表せないことがわかる。

そこで，いくつかのスキームを数値解に従って切り替えることが考えられ，そのための評価基準として，一般のスカラー移送方程式に対してCBC（Convective Boundedness Criterion）条件が示され，SMARTスキーム[4]などが提案されている。このスキームでは，図4に示す様なスカラー

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

移流問題で急な解変化をもつ条件においても安定かつ高精度の結果が得られる。

非圧縮性流れにおいては，各速度成分の運動方程式と連続の式（または，これを変形した圧力ポアソン式）を分離して解析することができるため，それぞれの速度成分の方程式に対してもここに述べた議論が有効である。また，有限体積法の手法に従えば非構造型格子に拡張することもでき同様の結果を得る[5]。

ところで，一般に高レイノルズ数流れにおいて生じる乱流を解析する場合にこの様な安定化スキームは有効であろうか？

まず，乱流の直接解析(DNS)やLESについて考えてみると，これらの解法では格子解像度の許す限り高精度の計算を行う必要がある。格子以下の小さな変動は，直接計算ではもともと小さく無視でき，また，LESではモデルによって明示的に拡散消失されていなければならない。よって，境界条件などに関連した特別な問題を除けば安定化スキームにより付加的な数値粘性を与えることは一般に望ましくないと思われる。また，乱流変動の急峻な場所は領域中に広く分布するのが一般的で，安定化スキームはあまり有効には働かない。

一方，k−ε モデルやレイノルズ応力モデルなどの乱流モデルを適用した平均速度場の解析を考えると，求める解は多くの場合に滑らかな分布であることが期待できる。乱流モデルの非線形で複雑な方程式系から生じる数値的な不安定性をおさえる目的において安定化スキームは有効である。特に，計算の高速化，効率化をはかるためにマルチグリッド法や解適合手法を用いる場合に，粗い格子上でのスキームが適切な拘束条件を満たすことは重要と思われる。

ここで，数値解の急峻な変化を生じるより重要な流れ問題として，衝撃波の解析を挙げておこう。衝撃波は物理的には極めて狭い領域で圧力，流速，温度などが急激に変化する現象であるため，数値計算上はこれを計算格子で解像できない不連続な解として扱うのが適切であり，まさに，上に述べてきた数値振動の問題を含んでいる。この場合，流れは圧縮性であり，上述のスカラー方程式の条件に代わって，TVD (Total Variation Diminishing) 条件がスキームの安定性基準として示されている[6]。これは，衝撃波の前後で常にエントロピが減少するという物理的性質に基づき，数値解の変動の総量に拘束 (boundedness) を加える条件である。この条件を満たすスキーム（一般にTVDスキームとよばれる）を用いることで，たとえば，

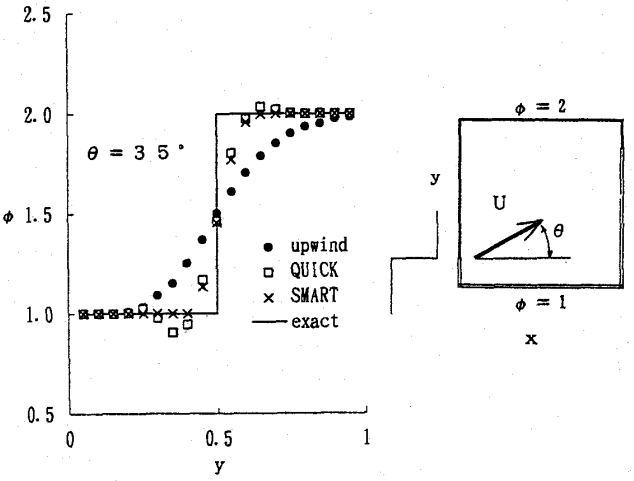
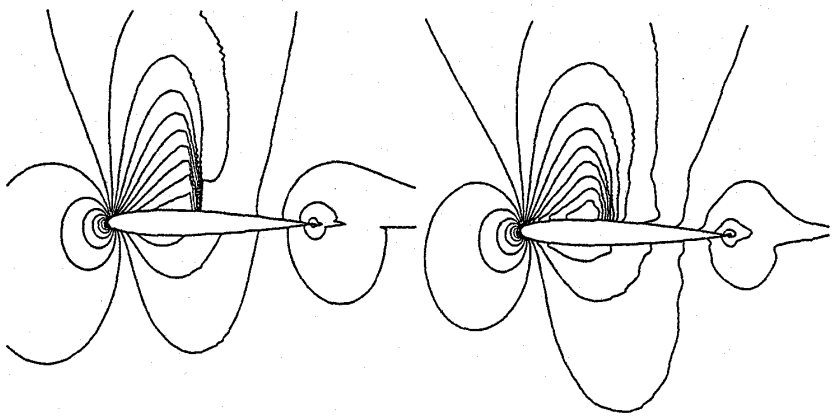


図4 ステップ分布をもつ移流問題の解析例
(20×20等間隔格子，$x=0.5$ における分布)



(a) 3次精度TVD (b) 3次精度 Steger-Warming 法

図5 NACA翼まわりの圧縮性流れ解析例（Mach数分布，$M_\infty=0.75$，迎角2°）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

図5に翼まわりの流れ解析例[7]で示したように，線形の数値粘性を付加するスキームに比べて衝撃波をシャープに捕らえることができ，実用上充分な計算精度が得られている。

3．境界条件について

固体境界壁の境界条件については乱流モデルと関連して次号で取り上げる。ここでは，入り口条件を主体に取り上げる。

3.1 k-ε モデル計算における入口条件の影響例

k-ε モデルでは速度，圧力の他に2つの未知数，すなわち，乱流エネルギーk，およびエネルギー散逸量 ε を解くことになるが，そのため，これら2つの未知数についての境界条件の設定が大きな問題になる。このうち，入口境界条件について述べる。解析対象に対して風洞実験などの十分なデータがある場合は，入り口条件としてこの実験値を用いることがもっとも理にかなった方法といえる。たとえば，建物周辺気流の数値解析における入口条件の設定として，風洞実験より得た平均流速 U，乱流エネルギーk と乱れの長さスケール ℓ を用いている[8]。また，最近では，LES により求められた速度分布，乱流量分布を入口条件として用いる方法もよく使われている。ただしこれらの方法は一般には解析対象についての知識が豊富である場合に用いられる方法である。ところが，実際の工業上の問題においては解析対象に対する予備知識が十分でなく，入口条件に対する十分な実験データがないことがほとんどである。このような場合，一般的に用いられるのは乱流エネルギーと散逸量の入口条件として発達乱流を仮定する方法であろう。この場合，流速分布については一様流あるいは予測分布あるいは実験分布を与えることになる。Laufer による管内乱流の実験データ[9]もよく用いられている。いずれにしてもこのような場合は，解析対象が入口から十分離れており，入口境界条件の影響が少なくなるように留意する必要がある．図6に自動車周り流れの解析における入口における乱流エネルギーと散逸率の影響を調べた結果を示す[10]。標準値としては Laufer による実験値，$k=3.2\times10^{-3}$，$\varepsilon=7.1\times10^{-4}$ を与えている。この場合の入口速度は1.0であり，主流の約5.6%の乱れを主流に加えていることになる。この結果では，入口条件の解析結果に及ぼす影響は余り大きくないと言える。

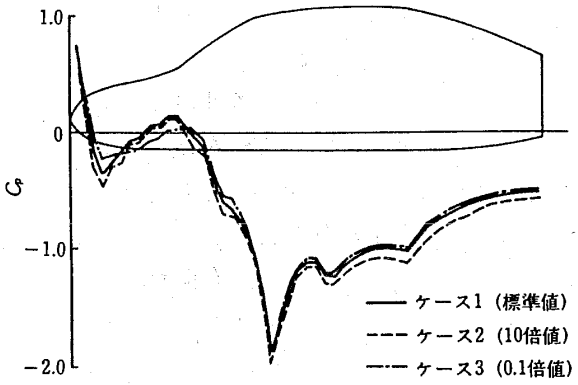


図6　車体上面圧力分布におよぼす入り口部における k，ε 値の影響
（ただし標準値は Laufer による）

3.2 LES，DNS における入口条件について

LES，DNS（乱流の直接数値解析）においては本質的に非定常の流体が流入するため，入口条件の設定はより困難になる。次によく用いられる方法を紹介する。

a）主流方向の平均流速のみを考慮: 入口境界での連続の式を容易に満たすことができることと，手軽であるという利点がある。しかし，乱流成分が計算領域入口にないことから対象とする流れ場と入口との距離をかなり大きくとる必要がある。流れ場に bluff body のような強い shear を生むような要素がある場合，あるいは円柱や角柱の wake において観察されるような比較的大きな渦の構造について解析する場合は比較的有効であるといえる。平行平板間乱流をこのような乱れのない入口条件を用いて再現するのはほぼ不可能であると言える。この入口条件は，乱れ生成の主要因が解析領域内にある場合に用いられることが多い。図7に円柱周りの解析例[11]を示す。

b）平均流速＋乱れ成分: 主流方向の平均流速の他に，3方向それぞれの乱れ成分を考慮する方法である。乱れの作り方にいくつかの方法がある。実験値から乱れ成分の標準偏差がわかる場合には，正規乱数，もしくは一様乱数をこの標準偏差と一致するよう発生させて平均流速に加える方法が提案されている。この方法は，入口に乱れを入れることができるという利点はあるが，入口の連続の式をそのままでは満たすことができない。また，各時間ステップにおける乱れは，空間方向，時間

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

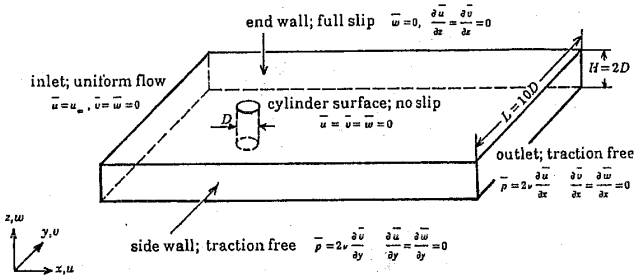


図7 円柱まわりのLES解析の境界条件

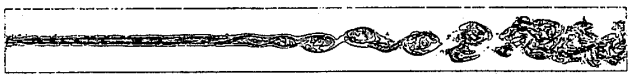


図8 空間発達混合層のスパン方向の等渦度線図

方向ともに相関がないので，物理的な乱流構造は全く再現されないことになる。乱れ成分を加えているので十分下流では，発達した乱流が再現される可能性はあるがそのためにはやはり，かなり長い計算領域を必要とする。またSmagorinskyモデルを用いる際には渦粘性係数がstrain rateテンソルを用いて表されるため，このような相関のない速度擾乱を与えた場合，乱流粘性が過剰に大きくなり下流において層流化してしまう場合がある。図8にこの入口境界条件による空間発達混合層の解析例(DNS)[12]を示す。入口においてエネルギースペクトルを仮定して乱れを作る方法もある。入口における乱流場が単純である場合はエネルギースペクトルが容易に仮定できる。波数空間においてこのエネルギースペクトルを再現するよう乱れ成分を作ると，流れの現象に近い大小の乱れ成分を再現できることが期待される。この方法は入口に格子乱流が流入するような場合は非常に有力であるが，平行平板間流れのように壁方向につよい非一様性のある流れが流入する場合は，壁近傍で現れる組織構造を入口条件として再現することはできない[13]。入口において速度場の確率過程についてのデータがある場合，あるいはその観測が可能な場合は条件付きの確率場理論により入口速度を与えることができる。この手法を用いることで速度変動場の統計的な空間構造を再現することができる。図9にこの入口条件による解析例を示しておく[14]。

c）特定周波数の乱れ成分の付加: 平均流速に特定の周波数の乱れを加える方法である。入口から

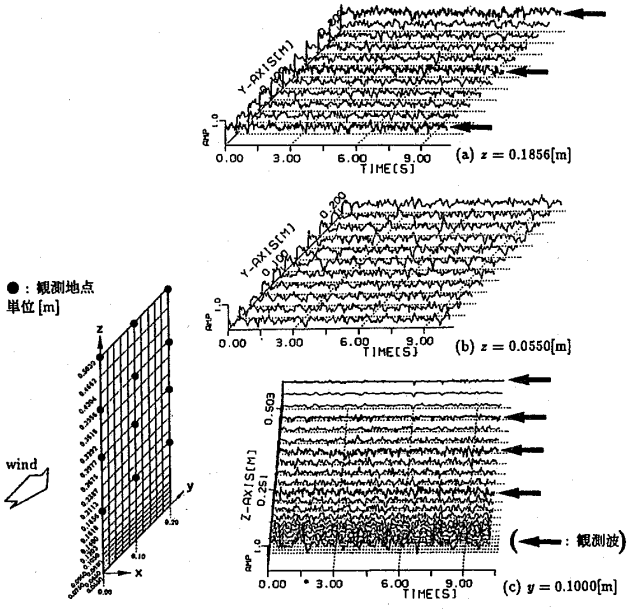


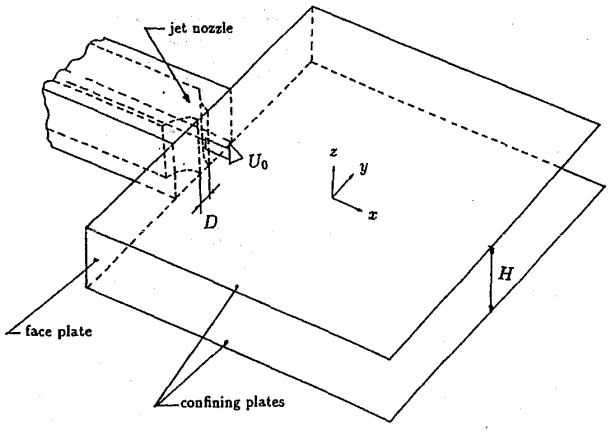
図9 風速変動場の観測波を考慮したシミュレーション

流れが急に拡大する噴流のような場合，実験からshear layerにおいて発達しやすい不安定な擾乱の周波数などが分かっている。このような場合に有効な方法である。ここでは乱数を入れるわけではないので，各時間ステップで乱れの相関を与えることはできるが，乱流特有の組織構造を表現している訳ではない。図10に平面乱流噴流の解析例（LES）を示す[15]。

d）ドライバ: 入口において十分に発達した平行平板間流れなどを仮定する場合は入口に周期境界条件によるいわゆる“ドライバ”をつけることができる。この方法を用いると入口で連続の式を満たすことが容易であり，かつ乱流の組織構造も入力できることから物理的にはより，理にかなった方法であるといえる。ただしDNSやLESを行う際には格子数の制約が非常に大きく，流れ方向に十分長いドライバを設けられないのが実状であろう。平板距離に対して十分長いドライバを設けられない場合，実験値とやや離れた結果を入力することになる。図11にこのドライバ条件を用いてバックステップ乱流を解析した例(LES)[16]を示す。

e）その他: 風洞実験と比較するための解析を行うような場合，適当な入口条件を作るのが難しい。このような場合，入力値として，比較的計算が容易な平行平板のドライバを計算してから，特に平均流速について実験値と一致するように補正を行

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.



$$U_j(y)=\left[1-\left(\frac{y}{0.5}\right)^8\right] \qquad u_j'=U_j(y)\sum_{i=1}^{3}A_i\sin(2\pi St_i t),$$

図 10 2 次元噴流 LES の計算領域と境界条件

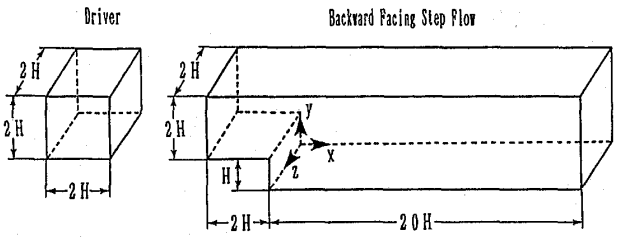


図 11 バックステップ流れの LES 解析の計算領域

う場合もある。図 12 にその条件を用いての bluff body まわりの乱流解析例[17] を示す。

ところで，LES, DNS の計算事例において最も多く用いられている手法であるが，流れ場が空間的に一様な方向をもつ場合には周期境界条件の適用が考えられる。このとき，入口条件の問題は形式的に避けられる。また，時間方向に対して一様で空間方向（主流方向）に対して非一様な乱流を数値解析する際，時間方向に対して非一様で空間方向(主流方向)に対して一様な乱流として解析することができる場合がある（frozen turbulence approximation)。このような場合にも主流方向に周期境界条件を施すことができる。この場合，上で述べた入口境界条件問題は，流れ場に対する初期条件問題に帰着する。減衰乱流，発達乱流，層流化などの時間発達乱流は初期値に大きく依存するので物理的に適当な初期条件を設定する必要がある。この手法は空間発達する混合層や境界層，平行平板間流れによく適用される。一般によく用

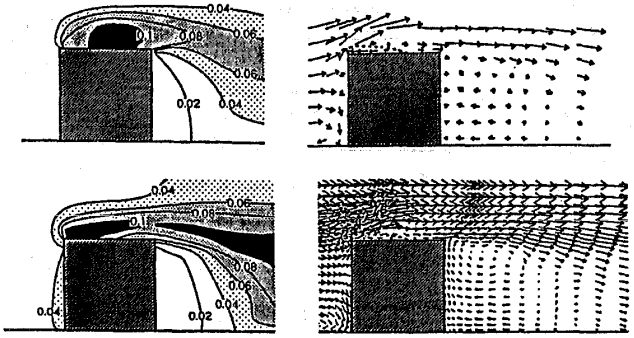


図 12 建物周りの LES と風洞実験の乱流強度と平均流速の比較
(上: 実験，下: LES)

いられるのは一様乱数を擾乱として与える方法である。

参考文献

(1) 小林, 日本ガスタービン学会誌, 22-88 (1995), 75
(2) 小林・森西, 生産研究, 40-1 (1988), 9
(3) Patankar, S. V. "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow" (1980), 80, Hemisphere Pub. Co.
(4) Gaskell, P. H. & Lau, K. C., Interna. J. for Numerical Methods in Fluids, 8 (1988), 617
(5) 谷口ほか, 第 6 回数値流体力学シンポジウム講演論文集 (1992), 527
(6) 数値流体力学編集委員会編,「圧縮性流体解析」(数値流体力学シリーズ 2) (1994), 75, 東京大学出版会
(7) 秋山・高橋ほか「α-FLOW による熱と流れのシミュレーション」(1992), 126, 朝倉書店
(8) 持田ほか, 生産研究, 38-12 (1986), 28
(9) Laufer, T., NACA Rep. (1954), 1174
(10) 鬼頭・小林, 第 28 回生研講習会テキスト (1988), 17
(11) Kato, C. & Ikegawa, M., ASME FED 117 (1991), 49
(12) 宮内ほか, 第 8 回数値流体シンポジウム講演論文集 (1994), 309
(13) Le, H. & Moin, P., Ph. D Thesis Stanford University (TF-58) (1994)
(14) 盛川・丸山, 第 8 回生研 NST シンポジウム講演論文集 (1993), 41
(15) Dai, Y. & Kobayashi, T., JSME Intern. J., Ser. B, 37-2 (1994), 102
(16) 森西・小林, 日本機械学会論文集 B 58-553 (1992), 2730
(17) 持田ほか, 第 4 回数値流体力学シンポジウム講演論文集 (1990), 359

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

技術論文

軸方向の貫流を伴う回転キャビティ内の流れ解析

石川島播磨重工業㈱　小　幡　正　一
〃　　布　川　　勇

Abstract

Flow in a rotating disc cavity with axial throughflow was numerically investigated. The rotating cavity was bounded by two plane discs and a cylindrical shroud. In this study, a finite-volume method was employed and used the high Reynolds number k－ε turbulence model with a wall function approach for near-wall treatment. Its availability was demonstrated through comparison with available experimental data for the flow field seemed to be axisymmetric and steady. It is concluded that the present method is a valuable tool capable of predicting and understanding the flow in disc cavities found in gas turbines.

1．まえがき

最近のガスタービンは，タービン入口温度の高温化および圧縮機の圧力比上昇による冷却空気温度の高温化に伴ない，タービンロータの作動環境が厳しくなっている。一方，熱効率向上の面からはロータ冷却空気量の低減化が強く要求されている。このような状況の中で，ロータ系の構造設計においては構成部材の設計疲労寿命を評価するため，その温度分布を正確に予測することが重要な課題となっている。

この予測に際しては，熱的境界条件となる熱伝達率を与えるため，ディスクキャビティ内の冷却空気の流動状況を知る必要がある。従来の設計においてはロータ系を単純化したモデルによる実験データが適用されてきた。しかし，最近ではCFD技術の進展により，特に複雑な形状を有するタービンディスクまわりのキャビティ内の流れ場の計算が可能となり，予測精度の向上が図られるようになってきた[1]。

（平成5年9月6日原稿受付）

本研究はCFDによるロータ系の熱流体設計法の精度向上を目標に，まず比較的実験値の整っているOwenらの研究[2],[3]を対象に，軸方向の貫流を伴う回転キャビティ内の流れ場に関する数値解析を行なったものである。ここでは，高レイノルズ数型k－ε乱流モデルを適用した解析を行い，流れ場の軸対称性がほぼ確認されているロスビー数における実験値と比較検討し，明らかになった結果について述べる。

以下に，本解析に用いた主な記号を示す。

a　：回転管内半径
b　：キャビティ内半径
k　：乱流運動エネルギー
r　：半径方向座標
Re_z：軸流レイノルズ数 $\left(=\frac{2\overline{W}a}{\nu}\right)$
Ro：ロスビー数 $\left(=\frac{\overline{W}}{\Omega a}\right)$
s　：キャビティシュラウド長さ
u　：周方向速度の時間平均値
v　：半径方向速度の時間平均値
w　：軸方向速度の時間平均値
W　：非回転時の中心軸上の軸方向速度
$\overline{W}$　：軸方向の平均流入速度
z　：軸方向座標
ε　：乱流運動エネルギーの散逸率
Ω　：回転角速度
θ　：周方向座標
ν　：動粘性係数

2．解析モデル

図1は解析対象とした軸方向の貫流を伴う回転キャビティの解析モデルを示したものである。キャビティ内に流入した空気は，軸方向への貫流となって出口回転管より流出する。その際，キャビティ内の流れと流入ジェット間の速度勾配に基

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

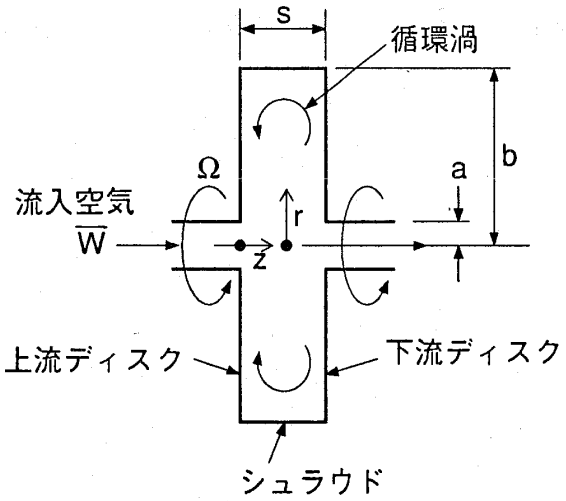


図1 解析モデル

づく粘性力の作用により，キャビティ内には循環渦が形成される。

本研究の解析モデル形状はOwenらの実験に合わせ，回転管内半径 a＝19 mm に対し，b/a＝10.0，s/a＝5.3 の場合とした。解析条件は，回転キャビティに流入する空気が常温で，軸流レイノルズ数 $Re_z = 3.2 \times 10^4$ 一定の条件から，空気温度を 20°Cと仮定し，入口回転管の軸方向平均流入速度を $\overline{W} = 12.6$ m/s 一定とした。なお，解析は実験でキャビティ内流れ場の軸対称性がほぼ確認されているロスビー数 Ro＝∞（静止）の場合および Ro＝16（Ω＝41.6 rad/s）で回転している場合について行った。

3．数値解析

3.1 基礎方程式

本解析ではキャビティ内流れ場を3次元軸対称の定常非圧縮性粘性流とし，乱流モデルには高レイノルズ数型 k－ε 乱流モデル[4] を採用した。座標系は適用乱流モデルを考慮して慣性座標系を用いた。この場合の基礎方程式は以下に示す通りである。

連続の式:

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(rv) + \frac{\partial}{\partial z}(w) = 0 \quad \cdots\cdots(1)$$

変数 ϕ の輸送方程式:

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(rv\phi) + \frac{\partial}{\partial z}(w\phi) = \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(\Gamma_\phi r\frac{\partial\phi}{\partial r}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_\phi\frac{\partial\phi}{\partial z}\right) + S_\phi \quad \cdots\cdots(2)$$

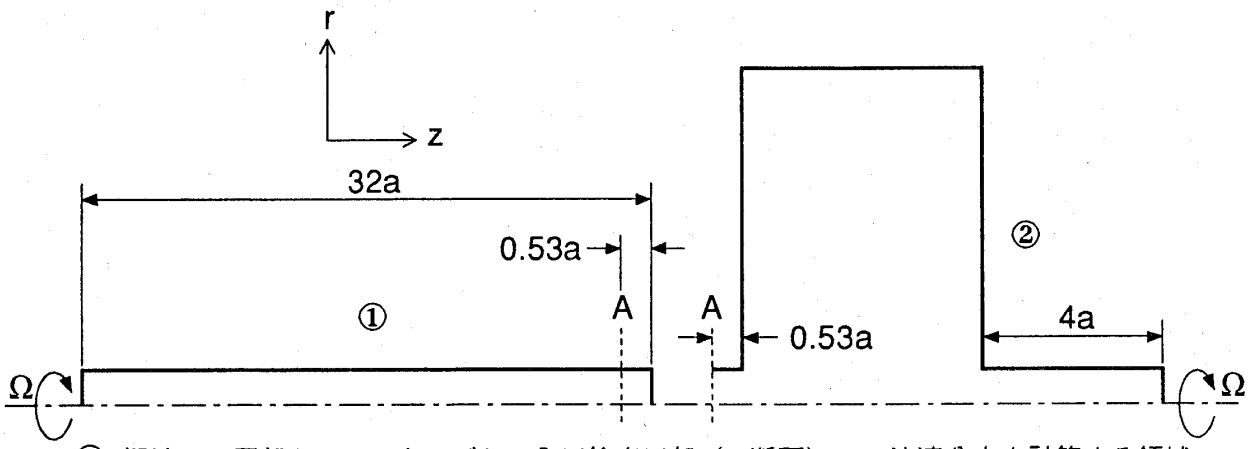
ここで，ϕ は解くべき変数 u，v，w，k，ε を表わす。Γ_ϕ は交換係数であり，S_ϕ は生成項である。

3.2 解 法

まず，基礎方程式を有限体積法に基づいて離散化し，各速度成分にスタッガード格子配列を採用して差分化した。これによって得られる連立差分方程式の解は，Patanker による SIMPLE 解法[5] に改良を加え，収束性を高めた SIMPLER 法により求めた。なお，有限体積の各界面における対流および拡散流束の取り扱いはハイブリッド法によった。

3.3 解析領域と解析格子

解析領域は，図2に示すように，回転軸を対称



① 領域： 回転しているキャビティ入口管出口部（A 断面）での流速分布を計算する領域
② 領域： キャビティ内部での流速分布を計算する領域

図2 解析領域

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

にしてr方向に1/2断面，θ方向に1radの領域とした。回転がある場合の解析は，キャビティ内部に流入するθ方向の境界条件を設定するため，入口回転管部①および回転キャビティ部②の2つの領域に分けて行った。解析格子は不等間隔直交格子を採用し，rおよびz方向に対し，領域①では8×50，領域②では47×43とした。

3.4 境界条件

入口境界面における境界条件は十分に発達した乱流とし，平均流入速度の5.0%の乱れを仮定した。回転がある場合には，図2の領域①から計算された自由渦の流入条件を採用した。出口境界面では相対圧力が零の条件を設定し，他の変数については自由流出条件とした。また，回転系を構成する壁面近傍には乱流壁関数[4]を適用した。

4．解析結果

4.1 速度ベクトルと乱流エネルギー

図3(a)はRo＝∞（非回転）におけるr−z断面

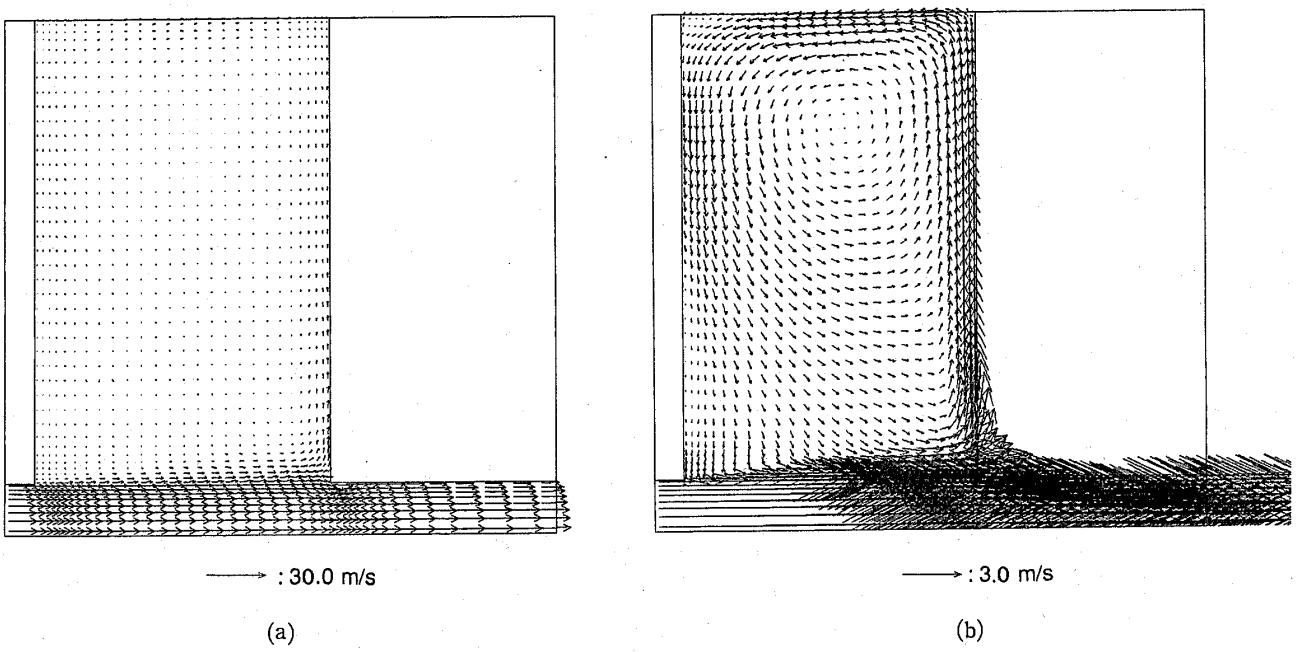


図3 速度ベクトル分布（Ro＝∞）

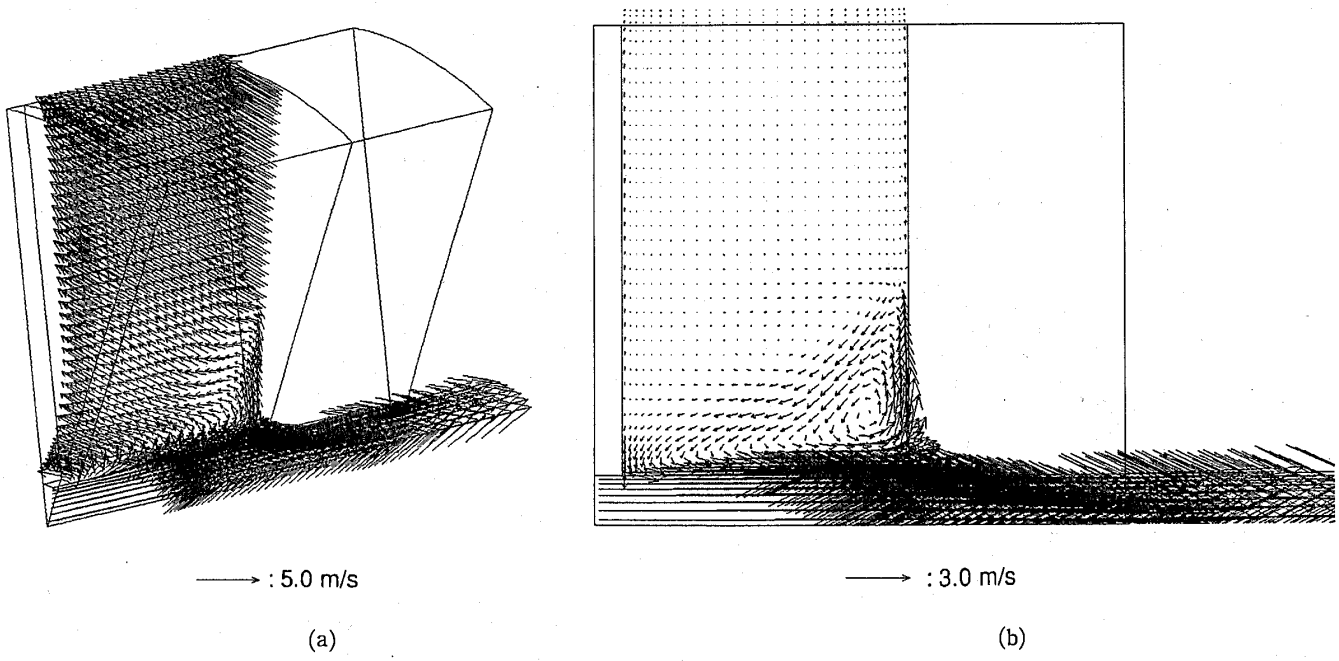


図4 速度ベクトル分布（Ro＝16）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

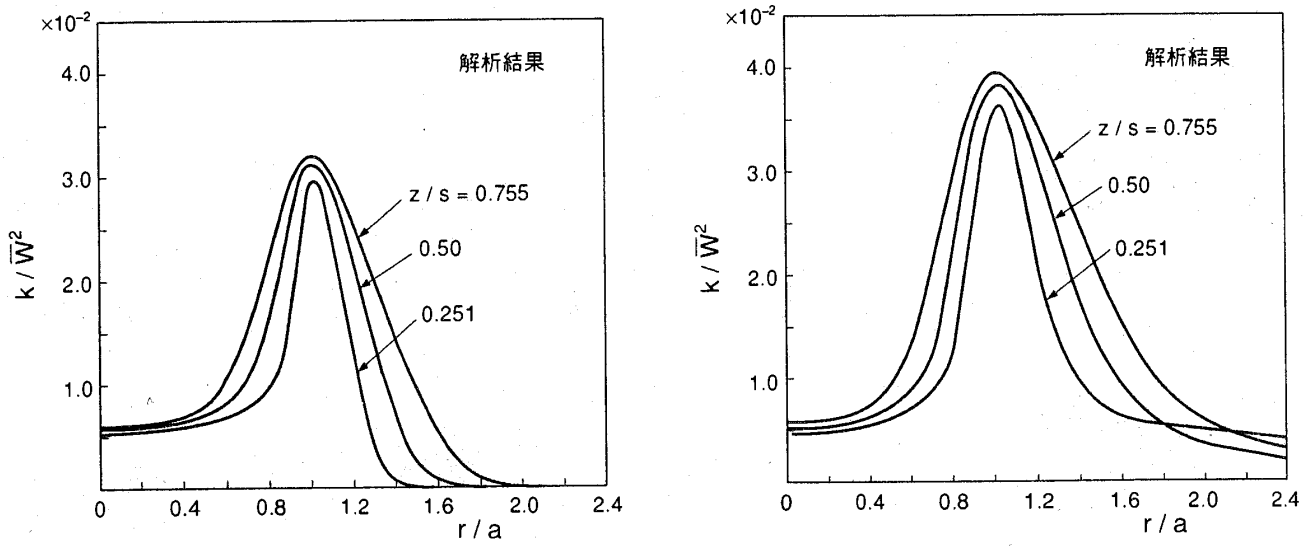
の速度ベクトル分布を示したものである。キャビティ内の流速は軸方向への貫流速度に比べ非常に小さいのがわかる。また，図3(b)は(a)のベクトルのスケールを10倍に拡大して示したものであり，半径方向断面 r/a＝7.7，軸方向断面 z/s＝0.55 付近に渦中心をもつ反時計回りの軸対称トロイダル渦の発生が認められる。この渦中心位置は，Owen らの実験では r/a＝8.0，z/s＝0.5 付近になると報告されており，実験とほぼ一致することが確認された。

一方，図4(a)，(b)は Ro＝16（高回転）におけるキャビティ内の速度ベクトル分布を，斜め前方からみた場合および r－z 断面でみた場合について示したものである。非回転時と比較すると，キャビティ内の流れ場の様子は大きく変化し，周方向流速が支配的となり，軸方向流速はさらに低下していくのがわかる。特に，上流ディスク側の中心軸寄りに卓越した周方向流速が現れるとともに，トロイダル渦も下流ディスク側の中心軸寄りに偏平した小さな循環渦として現れてくる。Ro＝16 におけるこのような流れ場は，主に軸対称渦が崩壊して行く過程に現れ，偏平した循環渦により輸送される軸方向運動量の多くが，上流ディスク側で周方向の運動量に変化するために生じるものと推察される。このような現象は，Owen らの流れの可視化実験によっても確認されている。

つぎに，図5は貫流ジェットのキャビティ内への拡散状況を調べるため，乱流エネルギーの解析値をジェットの平均流入速度で無次元化し，代表的な軸方向断面における半径方向分布として示したものである。(a)の Ro＝∞および(b)の Ro＝16 の場合ともに，乱流エネルギーの値は中心軸からジェットとキャビティ内流れの境界面に向かって急激に増加し，極大値に達した後，キャビティ内に向かって再び急激に減少していくのがわかる。その際，極大値は下流に向かうにつれ増加するとともに，乱流混合領域も次第に広がっていく。特に，Ro＝16 の場合は Ro＝∞の場合に比べ，極大値が大きくなるとともに混合領域も全体的に広がり，乱流混合がキャビティ内のより広い領域にまで達しているのがわかる。さらに，ジェット境界面からキャビティ内への乱流エネルギーの減衰の過程をみると，回転がある場合には上流ディスク側と下流側とでは大きく異なっている。これは，図4の速度ベクトル分布（Ro＝16）にみられるように，上流ディスクに沿ってジェット境界面からキャビティ内へ卓越した周方向の流れが局所的に発生するためと考えられる。

4.2 軸方向流速

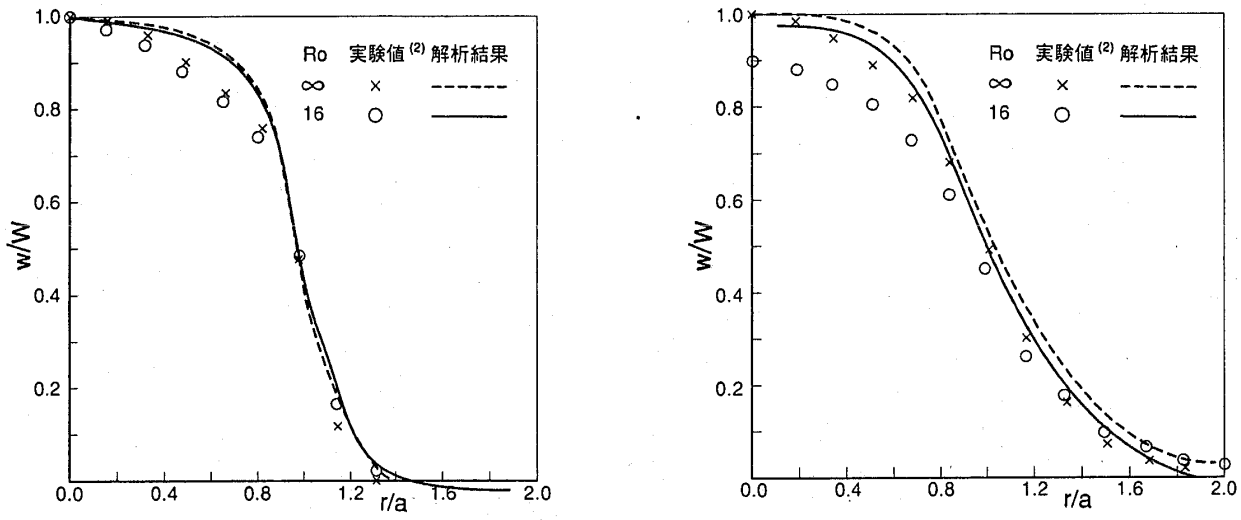
図6は軸方向断面 z/s＝0.251 および z/s＝0.755 における軸方向流速を，それぞれの断面における非回転時の中心軸上の軸方向速度 W で無



(a) Ro＝∞　　(b) Ro＝16

図5 乱流エネルギー分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.



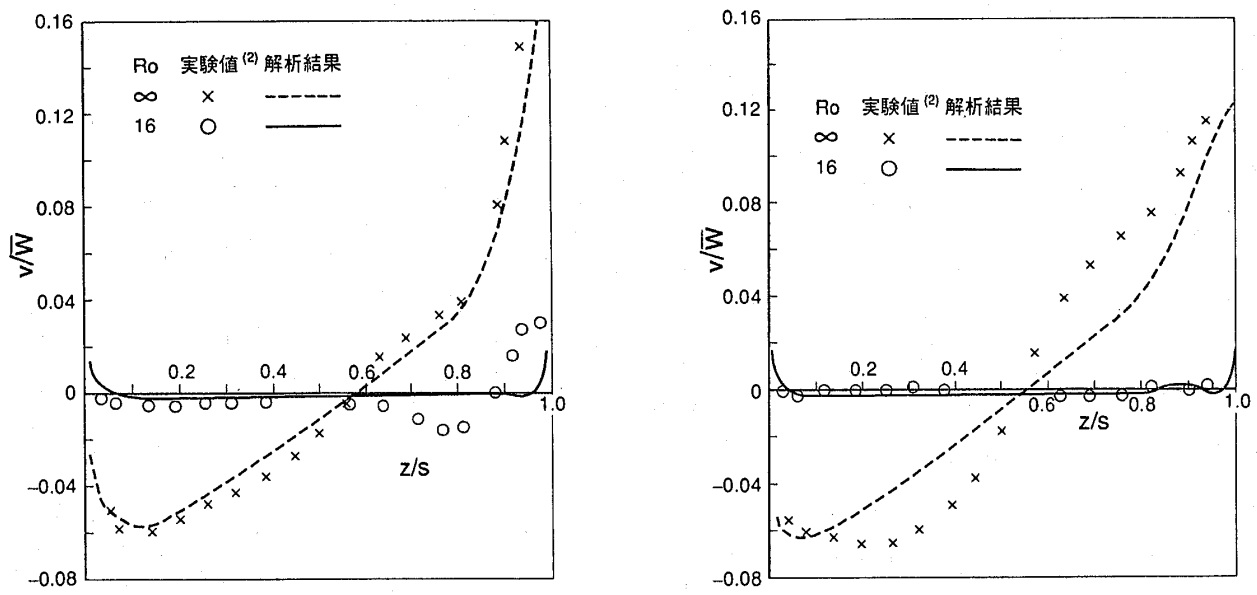
(a) z/s＝0.251　　(b) z/s＝0.755

図6 軸方向流速分布の比較

次元化し，Ro＝∞およびRo＝16の場合について実験値と比較して示したものである。ここで，鎖線および実線は解析結果を，×印および○印はOwenらの実験値をそれぞれ示している。(a)の断面z/s＝0.251においては，Ro＝∞およびRo＝16の場合，解析結果はともに実験値よりわずかに高めの値を示している。これは，流入境界条件となる速度分布の実験値が無いため，解析では，それぞれの場合について十分発達した乱流速度分布および自由渦の境界条件を採用したことによるものと考えられる。しかし，全体的には解析結果と実験値はほぼ一致しているといえる。一方，(b)のz/s＝0.755では，解析結果のほうが全般的に高めの値となり，特にRo＝16の場合，中心軸付近でこの差が大きくなっている。これは，解析では上述の流入境界条件の影響に加え，軸対称条件から，実験でみられるような流入ジェットの僅かな歳差運動によるキャビティ内への運動量輸送効果が低めに評価されるためと考えられる。

4.3 半径方向流速

図7は，半径方向流速を平均流入速度$\overline{W}$で無次元化し，半径方向断面r/a＝5.7およびr/a＝8.0



(a) r/a＝5.7　　(b) r/a＝8.0

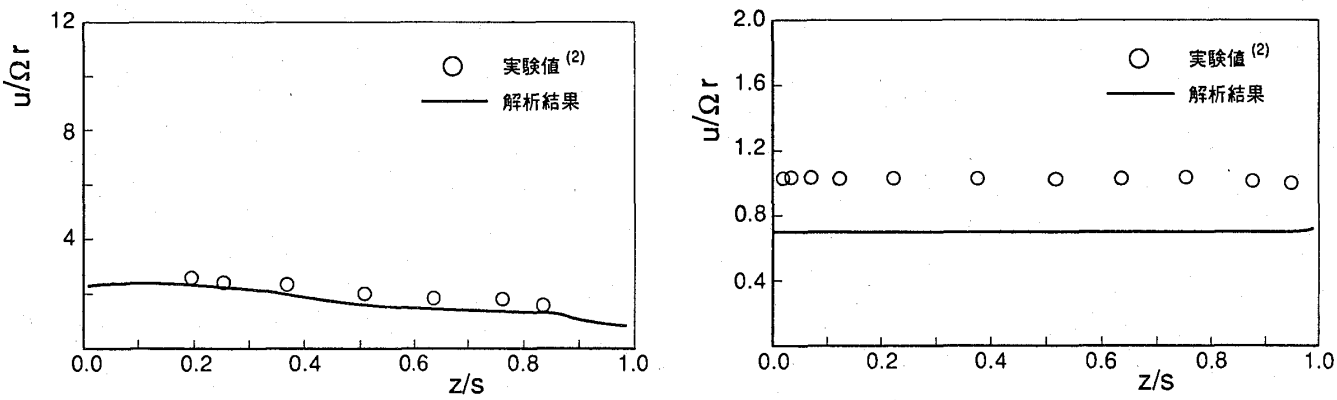
図7 半径方向流速分布の比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

における軸方向分布を，Ro＝∞およびRo＝16の場合について実験値と比較して示したものである。Ro＝∞の場合をみると，z/s＝0.5～0.6を中心として上流ディスク側に負の流速が，また下流ディスク側には正の流速が分布しており，キャビティ内に反時計回りの大きな循環渦が発生しているのがわかる。(a)のr/a＝5.7における解析結果は実験値とよい一致を示すが，ジュラウド側に近い(b)のr/a＝8.0では，循環渦の中心に向かうにつれ実験値より低めの値を示している。これは，循環渦の中心位置が実験と若干異なることによるものと考えられる。一方，Ro＝16の場合をみると，r/a＝5.7における流速はz/s≦0.6においてほぼ零に近い値を示し，解析結果と実験値はほぼ一致しているものの，z/s≧0.6ではかなりの差が認められる。この差は，実験の場合に比べ，下流ディスク側の回転軸中心寄りに発生する偏平した循環渦がより小さく予測されていることを示している。シュラウド側に近いr/a＝8.0では，ディスク近傍を除くと，半径方向流速はほぼ零に近い値となり，解析結果は実験値とほぼ一致している。

4.4 周方向流速

図8は，周方向流速を周壁の回転速度Ωrで無次元化し，半径方向断面r/a＝1.5およびr/a＝5.7における軸方向分布を，Ro＝16の場合の実験値と比較して示したものである。(a)のr/a＝1.5における分布をみると，周方向流速の解析結果は実験値に比べ全体的に少し低めの値となっているが，上流ディスク側で周壁の回転速度より大きく，下流ディスク側に向かうにつれて次第に低下し，周壁の回転速度に近づいていく傾向がよく予測されている。一方，周方向流速分布の小さな変化を捉えるため，縦軸のスケールを拡大した(b)のr/a＝5.7の場合をみると，解析結果は全体的



(a) r/a＝1.5　　(b) r/a＝5.7

図8 周方向流速分布（Ro＝16）

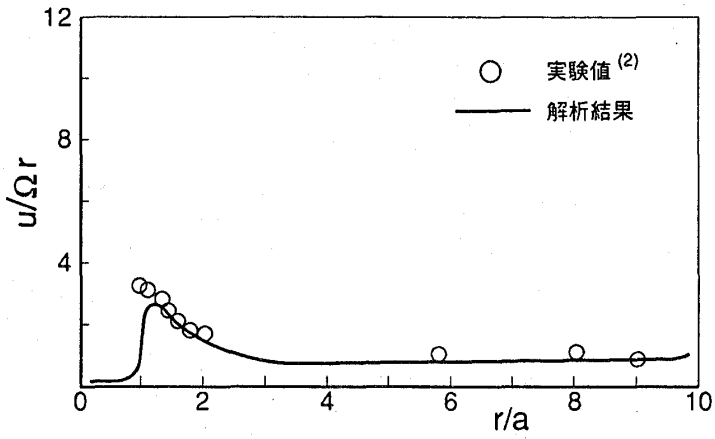


図9 z/s＝0.189断面の周方向流速分布（Ro＝16）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

に一様な分布傾向を示すが，(a)と同様に実験値より低めの値となる。しかし，実験値との差は r/a＝1.5 の場合と同程度である。

図 9 は z/s＝0.189 断面における周方向流速を，Ro＝16 の場合の実験値と比較して示したものである。周方向流速は中心軸の近傍ではほぼ零に近い値を示すが，r/a≒1.0 近傍で急激にピーク値に達し，シュラウド側に向かうにつれ次第に減少しながら周壁の回転速度に近づいていくことがわかる。このピーク値は周壁回転速度の約 3.5 倍もの大きさであり，実験値より少し小さめの値となるが，解析結果の分布は全体的に実験値とよく一致しているといえる。

このように Ro＝16 の場合，周方向流速の解析値はキャビティ全体にわたり実験値と比べ少し低めに予測される。従って，今後の解析では，下流ディスク側に発生する偏平循環流が実験値より小さく予測されることも含め，実験でみられる流入ジェットの僅かな歳差運動によるキャビティ内への運動量輸送の影響を十分考慮する必要がある。

5．まとめ

軸方向の貫流を伴う回転キャビティ内の流れ場について，高レイノルズ数型 k－ε 乱流モデルを適用し，軸対称問題として数値解析を行った。Owen らの研究[(2),(3)] により軸対称性がほぼ確認されているロスビー数 Ro の場合について実験値と比較検討した結果，以下のことが明らかとなった。

(1) 回転キャビティ内の流速分布は，高レイノルズ数型 k－ε 乱流モデルを適用することによりかなり精度よく予測できる。

(2) Ro＝∞（非回転）の場合，キャビティ内の軸方向流速分布およびトロイダル渦の中心位置は実験値とほぼ一致するが，この渦中心近傍の半径方向流速は実験値より小さい値となる。

(3) Ro＝16 で回転する場合，下流ディスク側の回転軸中心寄りに発生する偏平した循環流の大きさは，実験より小さく予測される。しかし，キャビティ内へ流入するジェットのわずかな歳差運動が観察された実験値を考慮すると，解析結果は実験とよく一致しているといえる。

(4) Ro＝16 の場合，実験では周壁の回転速度の約 3.5 倍に達する周方向流速が上流ディスク側の回転軸中心寄りに現れるが，解析によりこれが確認された。

6．あとがき

高レイノルズ数型 k－ε 乱流モデルおよび乱流壁関数を適用した解析では，実験に比べて，キャビティ内への貫流ジェットのエントレインメント量が過少に評価されることがわかった。したがって，今後熱伝達を含む流れ場を解析する場合には，この点を予め考慮しておくことが必要である。

参考文献

(1) G. P. Virr, J. W. Chew and J. Coupland: ASME Paper No. 93-GT-89 (1993).

(2) J. M. Owen and J. R. Pincombe: J. Fluid Mech., Vol. 90-1, 109-127 (1979).

(3) P. R. Farthing, C. A. Long, J. M. Owen and J. R. Pincombe: ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 114-1, 237-246 (1992).

(4) B. E. Launder and D. B. Spalding: Mathematical Models of Turbulence, Academic Press (1972).

(5) S. V. Patanker: Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, Hemisphere (1980).

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

技術論文

水噴霧衝突噴流を伴うしみ出し冷却に関する研究

同志社大学工学部　吉川進三
〃　千田衛
川崎重工業㈱　杉山貴之

Abstract

The transpiration cooling effectiveness using liquid coolant is much higher than that using gaseous one because of the latent heat of evaporation. But it is difficult to apply this method to a plate in a free posture. To overcome this defect the new technique is proposed in this paper, that is, the water atomized by high speed air stream is impinged on the test porous plate. It may be expected that the transpiration cooling effectiveness is improved by impinging the atomized water and air on the test plate. The experimental and theoretical investigations were performed and the agreement between them was satisfactory. By using present method it may be possible to achieve a very high cooling effectiveness for a plate in an any posture.

1．緒　言

しみ出し冷却はガスタービンの翼やノズル等高温雰囲気におかれた物体の最も有効な冷却方法の一つである。冷却剤として水のような液体を使用すると，空気のような気体に比べてその蒸発熱のために冷却効果の著しい向上が期待される[1]。しかし，液体を冷却剤に使用するのは，冷却されるべき物体が水平に置かれた平板で，その平板の上面側が高温雰囲気にさらされる場合以外は困難である。この障害を取り除く方法の一つとして，適当な量の水を霧化し，これを高温雰囲気（本研究では高温気流を考えている）にさらされる面（以後これを表面と呼ぶ）の反対側の面（以後これを裏面と呼ぶ）に吹きつけて，多孔質板内にしみこませる方法が考えられる。著者等はこの考えによって，水を空気との相対速度で霧化し，この水と空気の二相流を伝熱板裏面に衝突させるしみ出し冷却実験を行い，その結果を報告した[2]。その後さらに条件を拡大して実験を続けると同時に，簡単な解析も行ったのでそれらの結果について報告する。

（平成6年8月29日原稿受付）

2．記　号

b ：定数（式（3，4）参照）
C ：定圧比熱
D ：ノズル管内径
G ：質量流束
H ：伝熱板裏面とノズル出口間距離
F ：しみ出し比（質量流束比）
$=(\rho_a U_a+\rho_w U_w)/(\rho_o U_o)$
h ：蒸発面深さ（図6参照）
h_D ：物質移動係数
K ：多孔質板の熱伝導率
L ：蒸発熱
M ：分子量
P ：圧力
Pr ：プラントル数
q ：熱流束
R ：ガス定数
Re ：レイノルズ数
St ：スタントン数
St_N ：しみ出しのない場合のスタントン数
T ：温度
t ：多孔質板厚さ（図6参照）
U ：速度
V ：多孔質板内の冷却剤速度
W ：水蒸気の質量濃度
x ：主流方向座標
y ：表面に垂直方向座標（図6参照）
z ：スパン方向座標
α ：熱伝達率

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

δ ：多孔質板の有効孔径
η ：しみ出し冷却効率
λ ：空気の熱伝導率
ν ：空気の動粘度
ρ ：密度
ϕ ：空隙率

添え字

a ：空気
B ：多孔質板裏面
c ：中心線上
cal ：解析結果
E ：蒸発面
exp ：実験結果
S ：冷却剤
V ：水蒸気
W ：多孔質板表面
w ：冷却水
0 ：主流
1 ：領域Ⅰ（図6参照）
2 ：領域Ⅱ（図6参照）
＋ ：境界へ（図6参照）
－ ：境界から（図6参照）

3．実　験

実験装置の概略を図1に示す。空気圧縮機②から供給された冷却用空気は弁③と浮遊式流量計④によって流量を調節され，ノズル⑥に向かう。一方，貯水タンク⑧に蓄えられた蒸留水は針弁と浮遊式微小流量計⑦によって流量を調節されてノズル⑥に向かう。

供試平板およびノズル等の詳細を図2に示す。ノズルは内径2.0 mmの円管内に，内径0.7 mm，外径1.1 mmの円管を同心におき，その細管内に蒸留水を，外管内に空気を供給し，それらの管出口における相対速度によって水を霧化する。供試伝熱板は200×100×20 mm³の青銅製焼結金属で，この伝熱板裏面上方にノズルが50 mmのピッチで流れ方向に各4本づつ2列，計8本設置されている。

送風機⑨からの主流空気は弁①とピトー管⑭によって流量を，電気炉⑪で温度を所定の値に調節されたのち，テストセクション⑮にはいる。多孔質板の表面温度はϕ 0.1 mmのT型熱電対で測定した。実験条件としては，主流速度U_o＝5～20 m/s，主流温度T_o＝150～300°C，冷却水流量G_w＝0～1.6×10⁻³kg/(m²・s)，冷却空気流量G_a＝0～5.70×10⁻²kg/(m²・s)を選び，伝熱板裏面とノズル間距離は衝突面上の熱伝達が良好であるとされている，ノズル管内径（＝2.0 mm）で無次元化した距離を6とした[3]。実験に先立って，表面上の境界層内速度分布を測定し，乱流境界層となっていることを確かめた。

温度T_oの気流にさらされる多孔質板に温度

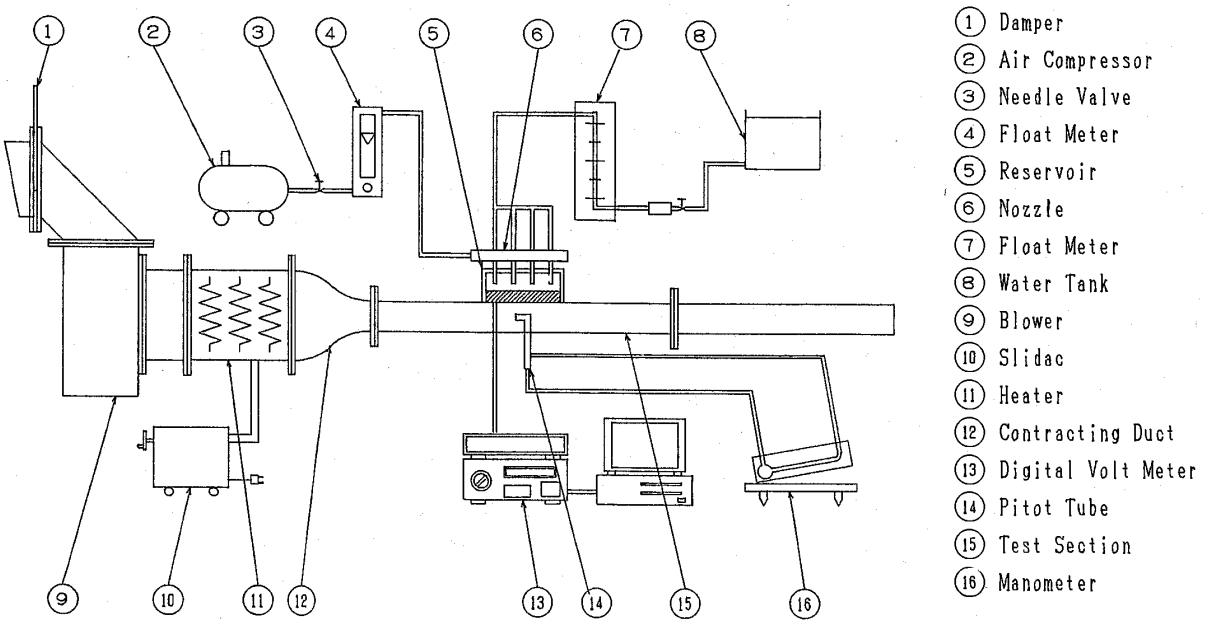


図1　実験装置概略

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

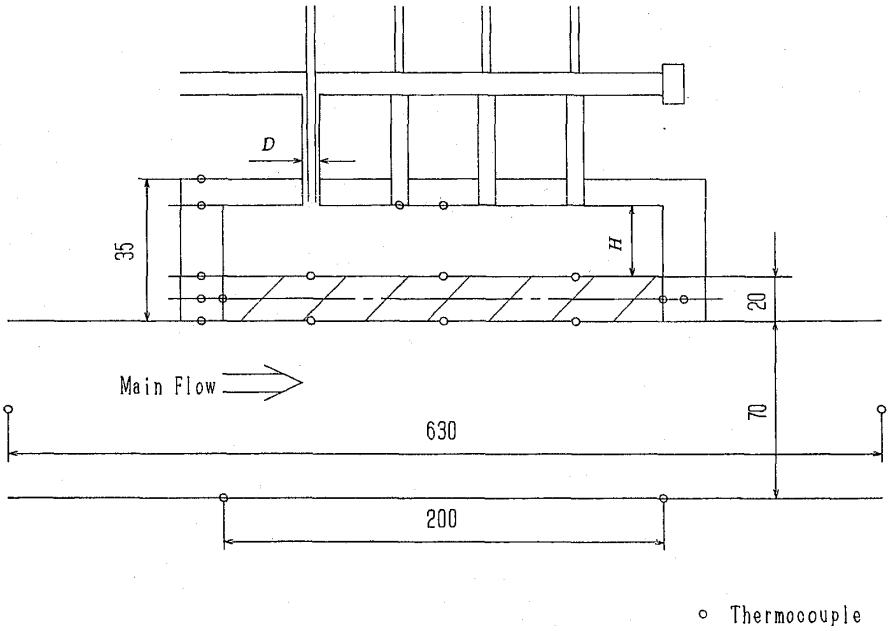


図2 供試平板およびノズル等の詳細

T_s の冷却剤を供給し，その結果表面温度が T_W となった場合，しみ出し冷却効率 η は次式で定義される。

$$\eta = \frac{T_o - T_W}{T_o - T_s} \quad \cdots\cdots(1)$$

冷却水と冷却空気に温度差がある場合は T_s としてこれらの平均値を用いた。多孔質板表面上の中心線に沿って流れ方向に座標 x，表面から上向きに y，x-y 平面と直角方向に z を取った。

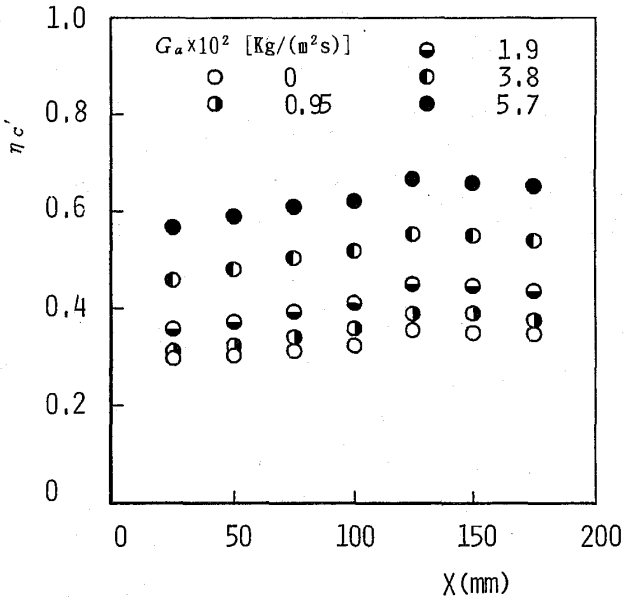


図3 しみ出し冷却効率の流れ方向分布
($U_o = 10$ m/s, $T_o = 200$°C, $G_W = 0.8 \times 10^{-3}$kg/m²s)

図3に冷却水流量 $G_w = 0.8 \times 10^{-3}$kg/(m²・s) 一定とし，冷却空気流量 G_a を種々に変化させた場合の中心線上のしみ出し冷却効率分布を示す。上流でしみ出した冷却剤による冷却効果の重ね合わせと表面の熱伝達率の減少のために，下流ほど冷却効率は増加傾向にあるが x 方向の温度差はわずかである。

多孔質伝熱板に流入する熱は主流から対流によって供給されるもの以外に輻射による熱量 q_R' および伝熱板周囲からの伝導による熱量 q_D' がある。これらの値はテストセクション天井に取り付けた熱電対から q_R'，伝熱板の周囲を取り巻いている断熱材に取り付けた熱電対から q_D' が求められる。ここに $'$ は実験による測定値を示す。その結果表面温度の測定値を T_W' とすると見かけのしみ出し冷却効率 η' は次式で与えられる。

$$\eta' = (T_o - T_W')/(T_o - T_s) \quad \text{(a)}$$

対流のみによる加熱時の表面温度を T_W，その場合の冷却効率を η とすると次式が成立する。

$$\eta = \eta' + (T_W' - T_W)/(T_o - T_s) \quad \text{(b)}$$

$$q_W = \alpha_W (T_o - T_W) \quad \text{(c)}$$

$$q_W' = \alpha_W (T_o - T_W') + q_D' + q_R' \quad \text{(d)}$$

多孔質板に伝えられた総熱流束によって，その表面温度まで冷却剤のエンタルピが増加したとす

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

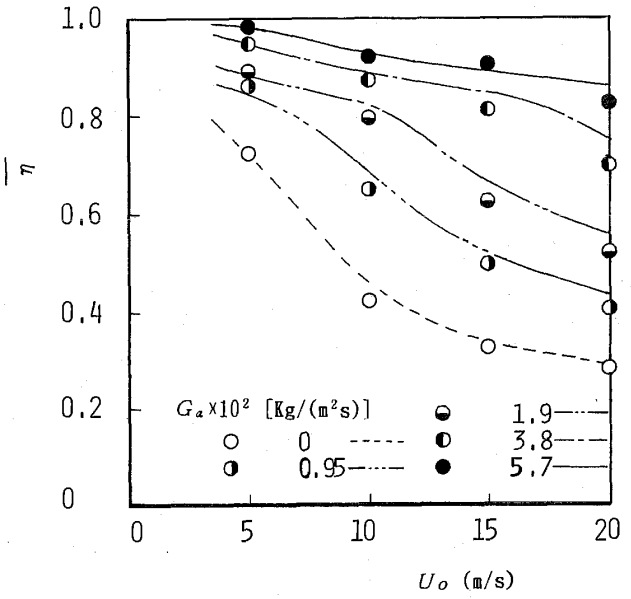


図4 平均しみ出し冷却効率におよぼす主流速度の影響
($T_o=200$°C, $G_W=0.8\times10^{-3}$kg/m²s)

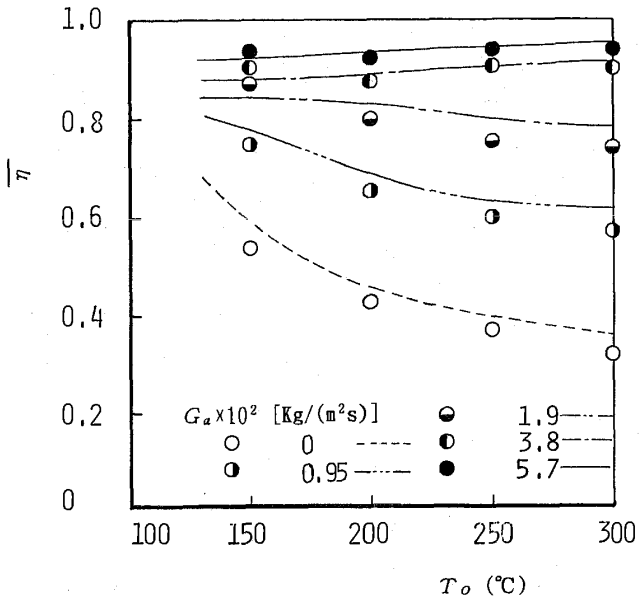


図5 平均しみ出し冷却効率におよぼす主流温度の影響
($U_o=10$ m/s, $G_W=0.8\times10^{-3}$kg/m²s)

ると

$$q_W=\bar{G}\bar{C}_P(T_W-T_S)+G_V\bar{L} \qquad \text{(e)}$$

$$q_W'=\bar{G}\bar{C}_P(T_W'-T_S)+G_V'\bar{L} \qquad \text{(f)}$$

となる。また，G_V および G_V' は後に示す式(10)より求めた。$\bar{G}$，$\bar{C}_P$ は空気や水が混在しているので，重量平均したものを用いた。また，$\bar{L}$ は L(T_W での値）と L'（T_W' での値）の平均値とした。

以上の式(a)〜(f)から補正した η は次のようになる。

$$\eta=\eta'+\frac{(q_D'+q_R')-(G_V'-G_V)\bar{L}}{(\bar{G}\bar{C}_P+\alpha_W)(T_o-T_S)} \qquad \text{(g)}$$

図3は x 方向に表面温度が余り変化しないことを示すための図で補正をしていない測定値 η' であり，図4(およびそれ以降)の η は補正した結果であるので，それらの絶対値を比較する事は出来ない。以降明らかな場合は′及び¯ は省略する。

図4および図5に冷却水流量一定で，冷却空気流量のみを変化させた場合の平均冷却効率に及ぼす主流速度および主流温度の影響を示す。これら両図および図7における曲線は解析結果を，また各記号は実験結果を示す。図4から主流速度および主流温度の増加とともに冷却効率は減少する事が分かる。これは主流速度の増加と共にしみ出し比が減少し，さらに表面上の熱伝達率が増加するためである。図5から主流温度の上昇とともに冷却効率は冷却空気流量が少ない場合は減少するが，冷却空気流量の増加とともにその傾向は減少し，本実験での最大冷却空気流量で冷却効率は主流温度とともに僅かながら増加する傾向を示している。

4．解 析

図6に示すように，厚さ t の多孔質板が速度 U_o，温度 T_o の主流に平行に置かれている場合を考える。多孔質板表面から h の面で冷却水が全て蒸発すると仮定する。多孔質板の内部の熱平衡を考えると次式をえる。

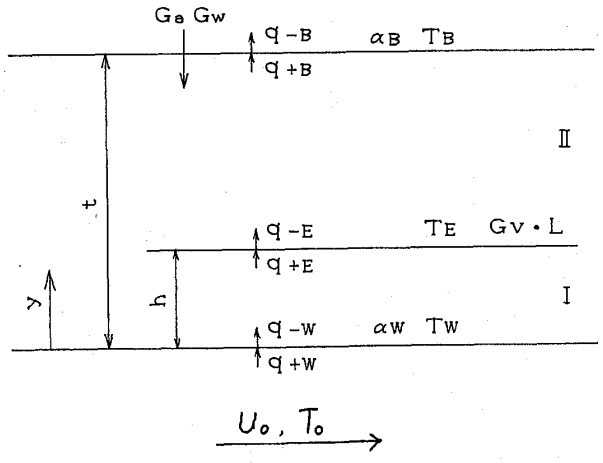


図6 一次元しみ出し冷却モデル

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

$$\frac{d^2T}{dy^2} = -b_i\frac{dT}{dy} \tag{2}$$

$i=1$ あるいは 2（i は領域を示す）

領域Ⅰにおいては多孔質板内が乾燥状態であるので次式が成立する。

$$b_1 = \frac{G_aC_a + G_VC_V}{K_1} \tag{3}$$

領域Ⅱにおいては多孔質板内は湿潤状態であるので次式をえる。

$$b_2 = \frac{G_aC_a + G_wC_w}{K_2} \tag{4}$$

K_1 と K_2 は測定によってそれぞれ6.43および10.99 W/(m•K) と決定された。主流から多孔質板表面への伝達熱量 q_{+W} は次式で求められる。

$$q_{+W} = \alpha_W(T_O - T_W) \tag{5}$$

ここに α_W は表面上の熱伝達率であり，冷却水流量は僅かであるが，空気の吹き出しの影響は無視できないので次式によって求めた[4]。

$$St = \frac{F}{\exp(F/St_N) - 1}$$

$$\alpha_W = \frac{St}{C\rho_O U_O} \tag{6}$$

吹き出しのない場合のスタントン数 St_N は次式で与えられる。

$$St_N = 0.0296Re^{-0.2}Pr^{-2/3} \tag{7}$$

次に示す3つの場合に分けて考える。

〔1〕冷却水供給量 G_w が蒸発量 G_V より大きい場合

多孔質板の内部で蒸発が起こり，y の減少とともに乾き度が増加するが，$y=0$ においても乾き度は1以下である。しかし，このようなモデルを用いた解析が困難であるので，蒸発は $h=0$ で起こると仮定する。式(2)を積分すると各境界における熱流束は次のように求められる。

$$q_{-W} = \frac{(G_aC_a + G_wC_w)(T_W - T_B)\exp(b_2t)}{\exp(b_2t) - 1}$$

$$q_{+B} = \frac{q_{-W}}{\exp(b_2t)}$$

$$q_{-B} = \alpha_B(T_B - T_S)$$

$y=0$ で蒸発すると考えるので境界条件は次のようになる。

$$q_{+W} = G_VL + q_{-W} \quad (y=0) \tag{8}$$

$$q_{+B} = q_{-B} \quad (y=t) \tag{9}$$

蒸発量 G_V は次式より求める。

$$G_V = h_D\rho(W_W - W_O)$$

ここに，h_D は物質拡散係数，W_W は表面上における水蒸気の質量濃度，W_O は大気中の水蒸気の質量濃度である。ルイス数を1と仮定すると，h_D は次式で表わせるので，

$$h_D = \frac{\alpha_W}{C_V\rho}$$

$$G_V = \frac{\alpha_W(W_W - W_O)}{C_V} \tag{10}$$

水蒸気を完全気体とすると，表面上における水蒸気の質量濃度 W_W は

$$W_W = \frac{(M_w/M_a)P_W}{P - \{1-(M_w/M_a)\}P_W} \tag{11}$$

$$P_W = f(T_W) \quad \text{（菅原式）}[5] \tag{12}$$

式(8)～(12)から未知数 G_V，P_W，T_B，T_W および W_W を求めることができる。

〔2〕供給水流量 G_w が全て衝突以前に蒸発し，裏面温度が100℃以上となる場合

式(2)を積分し，各境界における熱流束を求めると次式を得る。

$$q_{-W} = \frac{(G_aC_a + G_wC_V)(T_W - T_B)\exp(b_1t)}{\exp(b_1t) - 1}$$

$$q_{+B} = \frac{q_{-W}}{\exp(b_1t)}$$

$$q_{-B} = \alpha_B(T_B - T_S)$$

$y=20$ mm で蒸発するとすると，境界条件は次のようになる。

$$q_{+W} = q_{-W} \quad (y=0) \tag{13}$$

$$q_{+B} = q_{-B} + G_wL \quad (y=t) \tag{14}$$

式(13)および(14)より，未知数 T_W および T_B を求めることができる。

〔3〕多孔質板内部で蒸発がおこる場合

簡単のために，図6に示すように多孔質板内の領域Ⅱでは液相であった水が $y=h$ の面で蒸発して領域Ⅰでは気相であるとする。式(2)を積分し各境界における熱流束を求めると次式をうる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

$$q_{-W}=\frac{(G_aC_a+G_wC_V)(T_W-T_E)\exp(b_1h)}{\exp(b_1h)-1}$$

$$q_{+E}=\frac{q_{-W}}{\exp(b_1h)}$$

$$q_{-E}=\frac{(G_aC_a+G_wC_V)(T_E-T_B)\exp\{b_2(t-h)\}}{\exp\{b_2(t-h)\}-1}$$

$$q_{+B}=\frac{q_{-E}}{\exp\{b_2(t-h)\}}$$

$$q_{-B}=\alpha_B(T_B-T_S)$$

それぞれの境界面の熱流束の平衡から，境界条件は次のようになる。

$$q_{+W}=q_{-W} \qquad (y=0) \tag{15}$$

$$q_{+E}=G_wL+q_{-E} \qquad (y=h) \tag{16}$$

$$q_{+B}=q_{-B} \qquad (y=t) \tag{17}$$

多孔質板内を内径 δ の細管群と見なした場合の蒸発面と表面間の管摩擦による圧力損失は次のようになる。

$$P_E-P_W=\rho\frac{64\nu}{V\delta}\frac{h}{\delta}\frac{V^2}{2} \tag{18}$$

$$P_E=P_{EV}+P_{Ea} \tag{19}$$

$$P_{EV}=f(T_E) \tag{20}$$

$$P_{Ea}=\frac{G_aR_aP_{EV}}{G_wR_V} \tag{21}$$

$$V=\frac{G_w+G_a}{\rho\phi} \tag{22}$$

ここで，P_E，P_{Ea} および P_{EV} はそれぞれ蒸発面（$y=h$）における全圧，空気分圧および水蒸気分圧，ρ および ν は空気と水蒸気の密度および動粘性係数の平均値，V は多孔質板内の冷却剤速度，δ は多孔質板内の有効孔直径，R_a および R_V は空気および水蒸気のガス定数，ϕ は空隙率である。9個の未知数 h，P_E，P_{Ea}，P_V，P_W，T_B，T_E，T_W および V を式(12)，(15)，(16)，(17)，(18)，(19)，(20)，(21)および(22)から求めることができる。

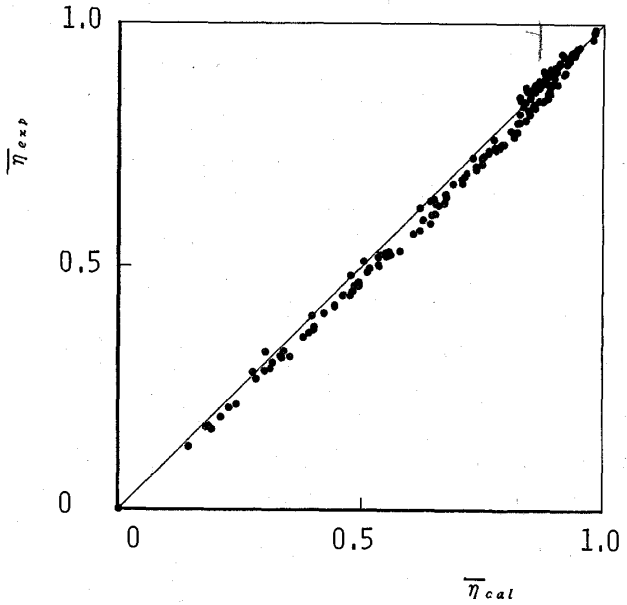
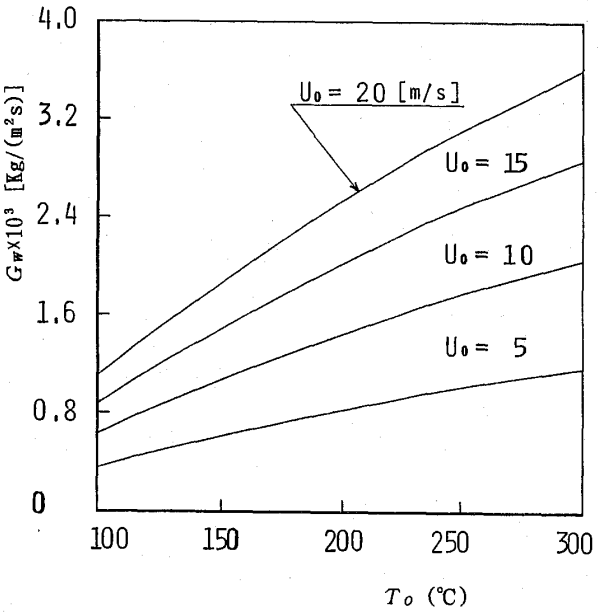
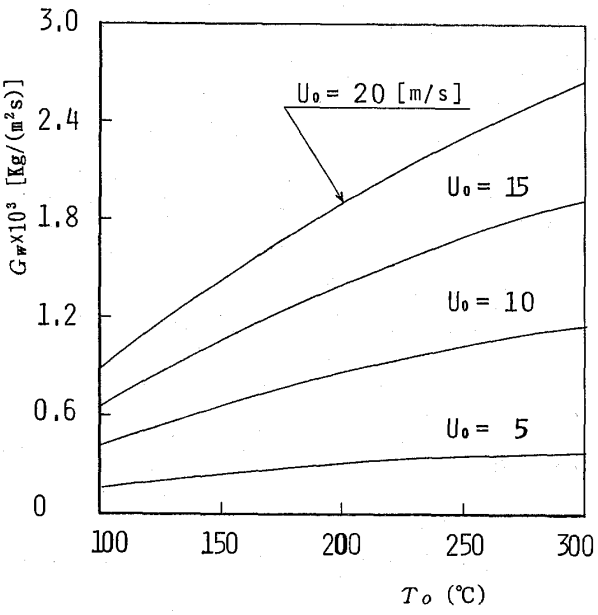


図7 平均しみ出し冷却効率の実験結果と計算結果の比較



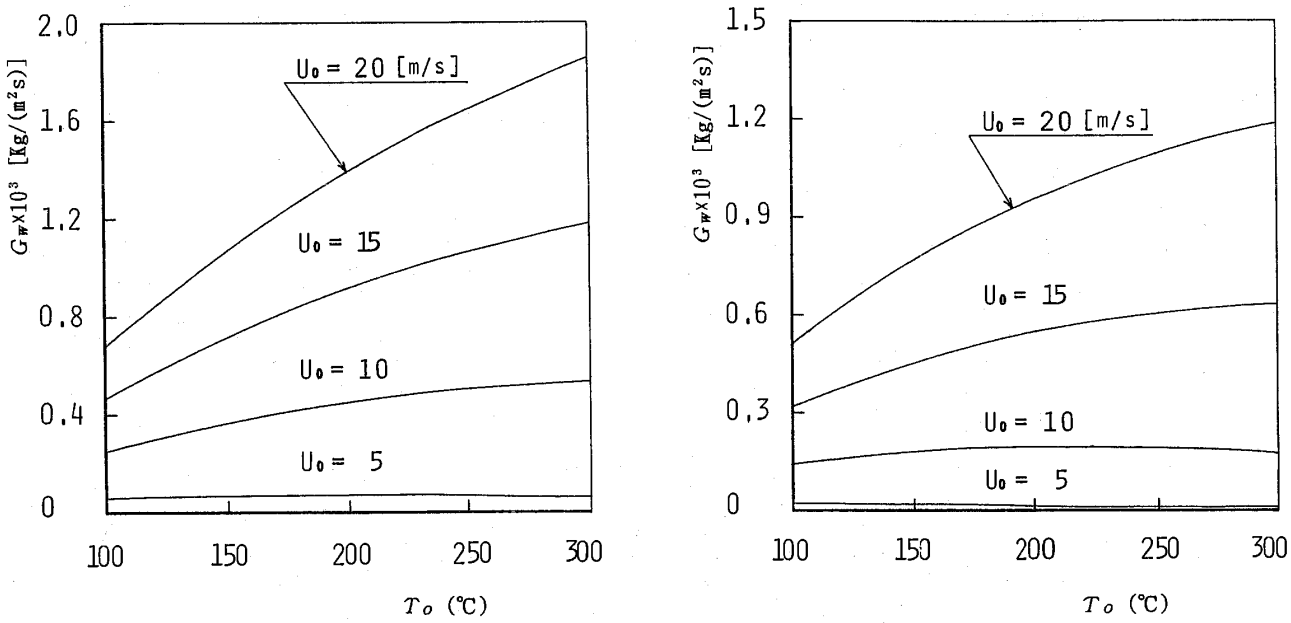
(a) $G_a=0$



(b) $G_a=1.9\times10^{-2}$kg/m²s

図8 最適供給水量におよぼす諸因子の影響（その1）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.



(c) $G_a = 3.8 \times 10^{-2}$kg/m²s　　(d) $G_a = 5.7 \times 10^{-2}$kg/m²s

図8 最適供給水量におよぼす諸因子の影響（その2）

図4および図5中に示した曲線は計算結果を示す。実験結果と計算結果の一致はおおむね良好である。本研究で行った全ての実験結果とそれに対応する計算結果の比較を横軸に解析結果，縦軸に同じく実験結果の平均値をとって図7に示す。最大および平均誤差はそれぞれ13.4%および3.2%である。

本研究で扱った気・液二相噴流の場合，最も良好な冷却状態は供給冷却水の全てが伝熱板表面で乾き飽和蒸気になった状態であると思われる。この状態を計算によって求めた結果を4種類の供給空気量 G_a に対して，図8(a)～(d)に，横軸に主流温度 T_o をとり，パラメータに主流速度 U_o を選び，縦軸にその状態での冷却水が全て飽和蒸気になる最適供給水量をとって示す。主流速度および主流温度の増加とともに，最適供給水量は増加することがわかる。また，供給空気量の増加とともに最適供給水量は減少し，特に，主流速度の減少とともにその傾向は著しくなることがわかる。

5．結　論

冷却水を冷却空気によって霧化し，気液二相噴流を高温気流にさらされる多孔質板の裏面に衝突させるしみ出し冷却の実験および計算をおこない次のことを知りえた。

(1) 主流速度の増加とともにしみ出し冷却効率は減少する。

(2) 主流温度の上昇とともにしみ出し冷却効率は冷却空気量の少ない場合には減少するが，冷却空気量の大きい場合は反対に増加する傾向がある。

(3) 一次元の簡単なモデルによる計算結果は実験結果にほぼ一致する。

(4) 冷却水の全てが伝熱板表面で飽和蒸気となる最適冷却水量は主流速度および主流温度の増加とともに増加する。冷却空気量の増加とともに最適供給水量は減少し，特に，主流速度の減少とともにその傾向は著しくなる。

本研究の一部は1990年度同志社大学学術奨励研究費によったことを付記し，感謝の意を表す。

参考文献

(1) S. Kikkawa, K. Sakaguchi and T. Nakata; Proc. 9th Int. Heat Trans. Conf., (1990), 19-EN-14, 193.

(2) 吉川，千田，坂口，柏原；機械学会論文集 57巻535号，B, (1991-3), P. 1114.

(3) P. Hrycak; Int. J. Heat Mass Transf. Vol. 25, No. 9, (1983-9), p. 1857.

(4) 甲藤；伝熱概論，(1985), p. 254, 養賢堂.

(5) 菅原；工業熱力学，(1967), p. 141, 岩波書店.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

技術論文

300 kW 級ガスタービン用セラミック熱交換器の開発

石川島播磨重工業㈱　芳村幸宏
〃　伊藤勝規
〃　大堀邦夫
〃　堀　政義

Abstract

The research & development of a 300kW-class ceramic gas turbine has been administered by the New Energy and Industrial Technology Development Organization under a contract of the Agency of Industrial Science and Technology of the Ministry of International Trade and Industry as one of the R&D projects on energy conservation technology. In this program, the CGT301 is especially suitable for continuous full load application. The development of a ceramic heat exchanger for CGT301 has been carried out since 1988 as an application for gas turbine.

In this paper, the progress of the development of the ceramic heat exchanger is described. The heat exchanger is three pass shell-and-tube type. The heat exchanger is to be operated at gas temperature over 825°C. Since the reliability is expected, the silicon-nitride ceramics is applied to its hot tube-bundle. In consideration of fabrication capability in the size of the ceramic tube-bundle, the heat exchanger was designed as the assembly of six identical modules. Tests were conducted only for a single module, and it was confirmed that the ceramic tube-bundle had reasonable structural reliability, and that the module gave a sufficient performance in terms of temperature effectiveness and pressure drop characteristics.

1. 緒　言

ガスタービンは，排気ガスがクリーン，多種の燃料に対応可能，低騒音でかつ小形と多くの長所を有しているが，300 kW 級の小形ガスタービンでは他の内燃機関などと比較して熱効率が低い（すなわち燃料消費量が多い）という欠点も併せ持っている。この欠点を解決するにはガスタービンの動作温度（タービン入口温度）の上昇が有効であるが，このクラスのガスタービンでは翼が小形のため，大形ガスタービンやジェットエンジンで採用されている冷却翼構造は成立が困難で，高温強度に優れるセラミックスの適用がキーとなってくる。また，単純サイクルのガスタービンでは燃焼で発生した熱の 70%以上が排気ガスとして捨てられてしまうため，熱交換器を設けて熱を有効に回収することがもう 1 つのキーとなる。

このような背景のもとで，通商産業省工業技術院のムーンライト計画（現ニューサンシャイン計画）の一環として「セラミックガスタービンの研究開発」が新エネルギー・産業技術総合開発機構

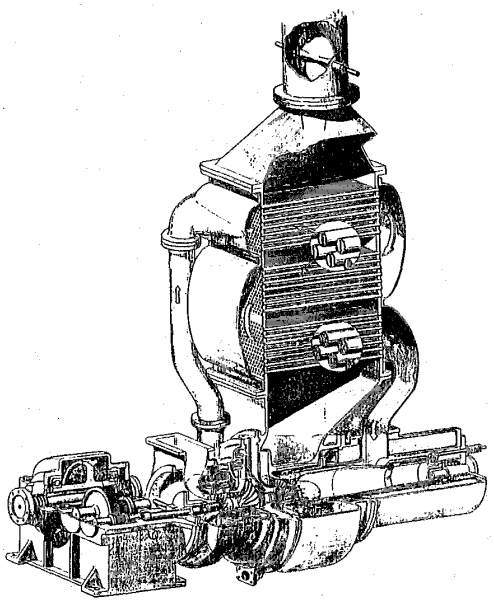


図 1　CGT 301 概念図

（平成 6 年 9 月 22 日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

の指導のもとに進められており研究開発の全体についてはすでに報告されている[1]。図1に示すCGT 301は本プロジェクトの一環として研究開発を進めているコージェネレーション用再生式1軸セラミックガスタービンである。

ここではエンジンの基本構造とセラミックを適用した熱交換器の研究開発について報告する。

2．CGT 301 基本構造

CGT 301のエンジン部分の断面を図2に示す。セラミックの適用箇所は熱交換器の最高温伝熱要素の他，燃焼器，ノーズコーン，タービンの動/静翼である。セラミック部品の大形化には高度な成形技術を必要とし，また大形化にともなって体積効果により平均強度が低下する，そこでCGT 301においては極力セラミック部品を小形化するとともに，不均一な変形を防止するために軸対称構造とすることを基本思想とした。以下に各エンジン構成要素についての設計思想，基本構造を示す。なお，熱交換器については3節以降に詳述する。

2.1 燃焼器

CGT 301においては，大形複雑形状部品であるスクロールを排すため，一般的なレイアウトとは異なり，燃焼器を圧縮機と反対側の軸端にタービンと同一軸上に配置する構造を採用した。

2.2 タービン

タービンには軸流式と遠心式の2形式があるが，セラミック部品を小形化することならびに将来の大形エンジンへの適用範囲の拡大も考慮して，軸流式を選定し，かつセラミック動翼を金属ディスクに植込むハイブリッドロータ方式とした。

また，同様な理由からタービンノズルは単独翼を円周上に配置し締結する組立セグメント方式とした。なお，セラミック動翼と金属ディスクの片当り防止を目的として，動翼とディスクの間には緩衝材（金属箔）を挿入することとした。

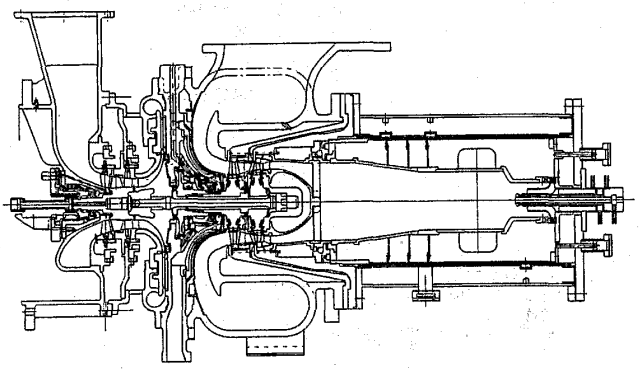


図2 CGT 301エンジン断面図

2.3 圧縮機

高い効率と広い作動域を両立させるため，軸流式1段と遠心式1段の組合せ方式とするとともに，起動時ならびに部分負荷時の制御性を確保するため，可変静翼を採用した。

2.4 軸 系

各回転部品は分解・組立時の再現性・位置精度に優れるカービックカップリングにより結合され，テンションボルトにより軸方向に固定される構造を採用した。

また，燃焼器を圧縮機と反対側の軸端に配置したことにともない，タービンと圧縮機に作用するスラスト力が同一方向になり，両者の合計が約7 kN（約700 kgf）になるため，圧縮機とタービンの中間にバランスピストンを設け，スラスト力の低減をはかった。

回転軸系は，圧縮機側軸端の玉軸受およびバランスピストンとタービンの中間に位置するコロ軸受で保持する構造とし，両軸受部にはオイルフィルムダンパを設けて軸振動に対する回転の安定性を確保する構造とした。

以上の条件の下で性能シミュレーションならびに軸系の解析を行い，表1に示すよう主要目を決定した。

表1 機関主要目

項目		諸元
機関形式		再生開放一軸式
最大出力 (kW)		300
出力軸回転数 (rpm)		3000 ／ 3600
外径寸法 (mm)		約1200L×500W×700H（本体）
機関乾燥重量 (kg)		800
使用燃料		ガス、灯油、他各種
使用潤滑油		合成基油
圧縮機	形式	軸流＋遠心式
	寸法 (mm)	φ113 ／ φ205
	回転速度 (rpm)	56,000
タービン	形式	2段軸流式
	寸法 (mm)	φ162 ／ φ169
	回転速度 (rpm)	56,000
燃焼器	形式	単筒缶型
	寸法 (mm)	φ120／φ160D×400L
熱交換器（コア）	形式	伝熱式
	寸法 (mm)	590L×540W×1075H
減速機	形式	平行歯車式
	減速比	18.7 ／ 15.6
制御方式		電子式

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

3．CGT 301 用セラミック熱交換器の開発

CGT 301 に使用する熱交換器はガス入口温度の高温化に対する構造信頼性と小型で高い排熱回収性能が必要とされる。特に熱交換器のガス入口温度は 825°C以上となり，耐熱合金材でも強度が低下する温度レベルとなる。このため，高温で強度特性が優れるセラミックを高温部分に適用するハイブリッド形セラミック熱交換器の実用化をめざし開発を実施している。エンジンの性能シミュレーション結果から要求されるセラミック熱交換器の運転条件と開発目標を表 2 に示す。熱交換器入口温度は空気側約 280°C，ガス側 825°C，入口圧力は空気側約 740 kPa，ガス側はほぼ大気圧である。開発目標の温度効率 ε は(1)式で，圧力損失はコンプレッサ入口から熱交換器出口までのシステム全体のなかで総合的に評価するために(2)式で示すようにガス側および空気側の和である全体圧力損失 $\Delta P/P$ として定義される。ガス側および空気側圧力損失の配分は各々3%，1.5%である。

$$\varepsilon=(T_{a,out}-T_{a,in})/(T_{g,in}-T_{a,in}) \tag{1}$$

$$\begin{aligned}&\Delta P/P=\Delta P_a/P_{a,in}+\Delta P_g/P_{g,in}\\&\Delta P_a=P_{a,in}-P_{a,out},\Delta P_g=P_{g,in}-P_{g,out}\end{aligned} \tag{2}$$

熱交換器の形式は伝熱性能・構造強度・製作性・加工性で比較検討し決定した。ここではセラミックの適用に対する熱応力緩和の可能性が，他の形式と比べて高いことからシェルアンドチューブ方式を採用した。この形式の熱交換器に脆性材料であるセラミックを適用するには，製作性を考慮した伝熱/空力性能の向上による小型高性能化と高温での構造強度に対する検討が必要である。

表 2　熱交換器の運転条件と開発目標

開発ステップ (ﾀｰﾋﾞﾝ入口温度℃)				中間目標 (1200)	最終目標 (1350)
目標			温度効率 ε (%)	84以上	84.5以上
			全体圧力損失 ΔP/P (%)	4.5以下	4.5以下
運転条件	空気	入口	温度	Ta,in (℃)	280	281
			圧力	Pa,in (kPa)	732	740
			流量	Ga (kg/s)	0.945	0.889
	ｶﾞｽ	入口	温度	Tg,in (℃)	696	825
			圧力	Pg,in(kPa)	107	107
			流量	Gg (kg/s)	1.03	0.929

3.1 小形高性能セラミック伝熱管の開発

与えられる仕様で熱交換器の小形高性能化を検討した結果，伝熱管内部の伝熱性能の向上が必要であることが分かった。またセラミック製の伝熱管には長尺化も必要であり，これには成形法として押し出し成形が適している。このことよりセラミック伝熱管の内部フィン形状は放射状に複数の直線フィンを持つ形状とした。本熱交換器に採用したフィン枚数 6 枚，外径 8 mm の伝熱管の断面形状を図 3 に示す。この伝熱管を選定するために管外径およびフィン枚数を変化させたセラミック伝熱管を試作し，伝熱性能と圧力損失性能を評価すべく実験解析を行った。解析は，放射状のフィンによって区切られた扇形流路を三角形流路とみなし，(3)式に示す三角形流路の伝熱性能と圧力損失性能の推算式をもとに，フィンによる伝熱面積の増加と管壁からフィンへの放射伝熱を考慮したものである。

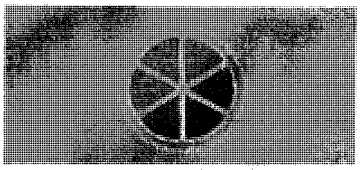
$$\begin{aligned}&Nu=3\\&f=17.4/Re_{de}\\&\qquad Re_{de}\le 1400\\&Nu=3.61Re_{de}^{2.2}\\&f=0.0114\\&\qquad 1400\le Re_{de}\le 2300\\&Nu=0.021Re_{de}^{0.8}\mathrm{Pr}^{0.4}\\&f=0.79Re_{de}^{-0.25}\\&\qquad 2300\le Re_{de}\end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned}&Nu=23.5\\&f=200/Re\\&\qquad Re\le 4000\\&Nu=1.66\times 10^{-5}Re^{1.75}Pr^{0.4}\\&f=0.05\\&\qquad 4000\le Re\le 6000\\&Nu=0.1Re^{0.77}Pr^{0.4}\\&f=0.44Re^{-0.25}\\&\qquad 6000\le Re\end{aligned} \tag{4}$$

ここで Nu は管内部のヌセルト数，f は摩擦係数，Re はレイノルズ数，添え字 de は管の水力直径を基準に整理することを示す。図 3 に示すセラミック伝熱管内部の解析結果は(4)式で示される。また同式は管内径を基準に整理した。

図 4 にセラミック伝熱管の伝熱性能および圧力

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.



管外径d_o＝8 mm
管内径d_i＝6 mm
ﾌｨﾝ厚t_f＝0.3 mm

図3 伝熱管断面形状

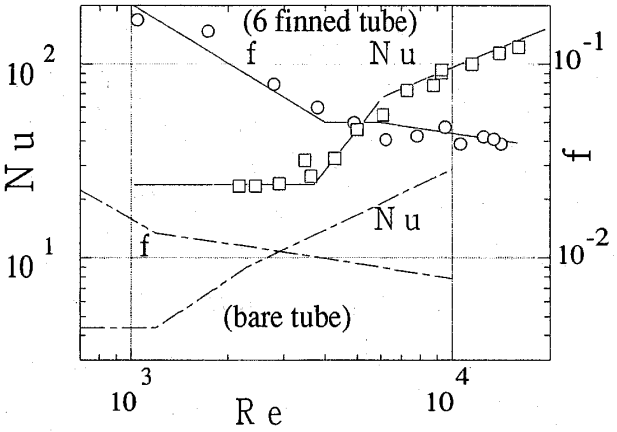


図4 6枚フィン管の伝熱性能

損失性能の実験結果と解析結果との比較を示すが，解析結果が妥当であることが確認できた。フィン付セラミック伝熱管は，伝熱面積の増加ならびに水力直径の減少により，伝熱性能が図4中に破線で示した素管に比べて向上しているが圧力損失性能は低下している。単位長さ当りの圧力損失 $\Delta P/L$ が同じである場合，伝熱性能を素管とフィン付管で比較すると，$\Delta P/L$ がある値以上で伝熱性能はフィン付管の方が高くなることが分かった。設計点での $\Delta P/L$ はフィン付管の伝熱性能が素管より高くなる範囲であり，圧力損失性能の低下を考慮してもフィン付管の採用が有効である。

3.2 構造強度

3.2.1 セラミックブロックの強度評価

本熱交換器のセラミックブロックは，管群と両端の管板が接合される一体構造である。熱交換状態の温度分布に対し，ブロックの伸びと回転を許容する条件のもとで熱応力ならびに流体励起による管群振動を評価した。これらの応力を，ファインセラミック部品の設計基準[2]による許容応力と比較すると，許容応力以下でありセラミックブロックの構造は健全であることが考えられる。

3.2.2 熱応力緩和構造

高温での熱変形対策はセラミック管部，金属管部ともに重要である。金属管部はU字形状の伝熱管を採用することで熱応力の緩和を行っている。一方，セラミック部はブロックの伸びと回転を許容することで，熱応力に対する構造強度が確保されるため，伸縮管を使用し熱膨張差を吸収する構造とした。

3.3 基本設計

セラミック熱交換器の構造を図5に示す。全体の構造は，製作性およびメンテナンス性から，処理流量が定格値の1/6であるモジュールを，6モジュール並列に配置・結合するものとした。伝熱要素はU字形状の伝熱管で構成される2回流（金属管部）と直線形状の伝熱管で構成される1回流（セラミック管部）で，管内側を空気，管外側をガスが流れる3回流直交流形式である。セラミック管部は，管配列形状がほぼ正方形のセラミックブロック2個を，上下に配置する構造とした。小形高性能化を図るため，伝熱要素のガス流路側は小口径管の千鳥配列を採用し，金属管部にはバッフルを設け流体非混合化も行った。一方，管内部はU字形状の金属製伝熱管の直線部分にねじり板を挿入し，セラミック管には3.1項で述べたように放射状の6枚フィンを設けた。表3にモジュール当りの伝熱要素の仕様を示す。管群の設計は，伝熱性能と圧力損失の目標値を満たすよう性能シミュレーションを実施して決定した。セラミック管部の空気側は(4)式，金属管部の空気側は

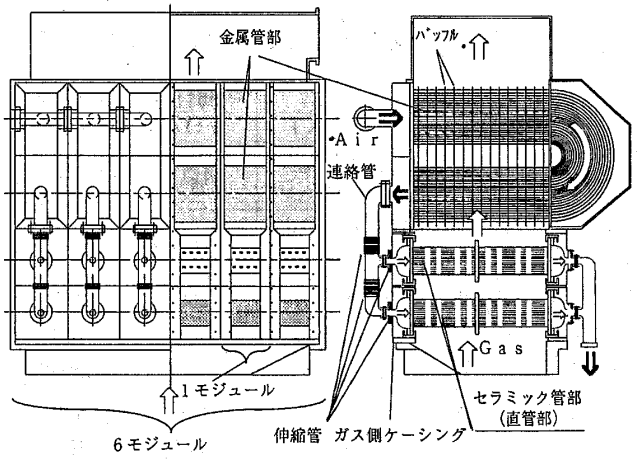


図5 セラミック熱交換器概形図

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

表3 伝熱要素の仕様（1モジュール）

	ｾﾗﾐｯｸ管部	金属管部
伝熱管外径(mm)	8	6
伝熱管内径(mm)	6	5.2
伝熱管本数(1ﾓｼﾞｭｰﾙ)	163*2	797
伝熱管有効長さ(mm)	550	590
材質	SN-84	SUS316
管内側形状	直線ﾌｨﾝ (放射状配置)	ねじり板 (挿入)
ﾌｨﾝ板厚(mm)	0.3	0.2
管配列(管ﾋﾟｯﾁ/管外径)	正三角形配列(1.33) 金属管部はﾊﾞｯﾌﾙ板付き	

ねじり板を挿入した管の伝熱性能の実験式[2]を使用した。熱膨張の吸収は図5に示すように金属管部とセラミック管部を結ぶ連絡管，セラミック管部とガス側ケーシングの間，に伸縮管を使用して熱応力の緩和を行った。

3.4 セラミック熱交換器の性能確認試験

3.4.1 セラミック熱交換器モジュールの試作

これまでの研究成果を反映させて設計・試作したセラミック熱交換器モジュールを図6に示す。同図中の白色のダミーブロックが組み込まれている部分に，セラミックブロックを組み込むものである。図7に試作したセラミックブロックを示す。ガスタービンで使用される熱交換器は，エンジンの起動，停止に伴い熱衝撃を受ける。このためセラミックブロックの材質は，耐熱衝撃性のよいこと，線膨張係数が小さいこと，高温まで材料強度および耐食性が低下しないことを考慮して窒化珪素材（日本ガイシ株式会社製SN－84）を採用した。セラミックブロックは全長が634 mmで，正三角形千鳥配列に高密度管群構成した163本の伝熱管を両端で管板と接合したものである。管と管板の接合は，ガラス系接合材による接合法と，管板が焼成の際に収縮することを利用した焼成接合法を比較検討した結果，シール性と接合強度の優れる後者を採用した。セラミックブロックの形状精度は，管板に研削加工を行うこと，管群の変形対策として管の長手方向中央に制限板(バッフル)を設けることで向上させた。

3.4.2 性能確認試験

中間開発段階の運転条件でセラミック熱交換器モジュールの性能確認試験を実施した。試験結果を図8に示す。左縦軸は温度効率，右は全体圧力損失，横軸はガス側の流量と定格流量に対する比率を示す。100%流量の定格点で，温度効率 ε は84.3%(84.0%)，全体圧力損失は2.9%(4.5%以下)であり，( )内に示した中間開発目標値を達成することを確認した。損傷判定のため性能試験の前後にセラミック管部および金属管部の気密試験を実施したが漏洩量の顕著な増加は確認されなかった。また，熱膨張吸収用の連絡管の変位量を計測したが，ほぼ設計どうりの値であった。これらのことからセラミックブロックの強度評価ならびに熱膨張を吸収する構造の高温での妥当性が確

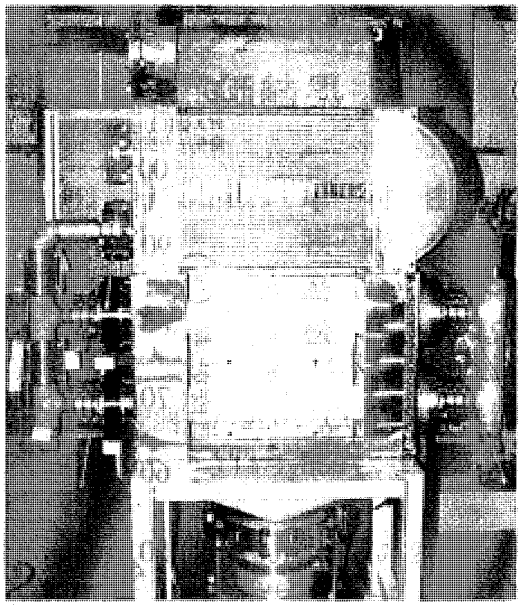


図6 セラミック熱交換器モジュール

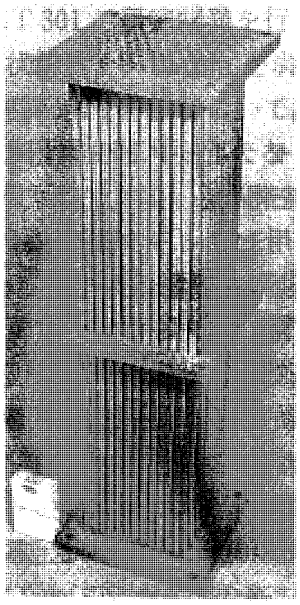


図7 セラミックブロック

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

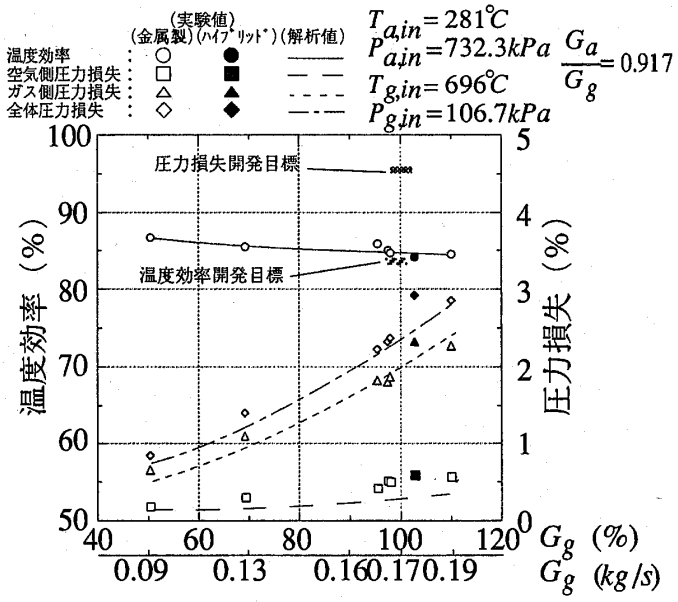


図8 セラミック熱交換器性能試験結果

認できた。

4．結 言

CGT 301 用セラミック熱交換器の開発を実施し以下の成果を得た。

(1) CGT 301 用セラミック熱交換器モジュールは中間開発段階の運転条件で開発目標値である温度効率 84%以上，圧力損失 4.5%以下を達成することを確認した。

(2) セラミック製および金属製の伝熱要素で構成した熱交換器の強度評価方法と熱膨張を吸収する構造の有効性を確認した。

(3) ガスタービン用熱交換器に必要とされる温度，圧力比条件に適合するセラミックブロックの製造技術が得られた。

中間開発段階であるタービン入口温度 1200°C の CGT に使用できるシェルアンドチューブ形式のセラミック熱交換器モジュールを試作し，性能確認試験を実施した。中間開発目標の達成と高温での構造強度を実証することで，実機サイズのセラミック熱交換器を開発できる見通しを得た。今後はセラミック熱交換器モジュールを並列に結合する方法の検討とともに，現在までに得た知見を踏まえ現状よりガス入口温度が 100°C以上も上昇する最終開発条件に適合するセラミック熱交換器の開発を進める予定である。

参考文献

(1) 村山拓己; 300 kW 産業用セラミックガスタービンの研究開発, GTSJ 22-87 1994

(2) 渡部, 平, 森; 日機論 49 439 (昭 58-3)

(3) 鈴木章彦; ファインセラミックス部品の設計基準案, 配管技術 '89.1.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

技術論文

発電用 300 kW CGT のセラミックタービン動翼の翼形状精度ならびに回転強度評価結果

日本特殊陶業㈱　幸村由彦
〃　牧野圭祐
〃　島森融
〃　松尾康史

Abstract

The profile accuracy, ±0.1mm required for the high pressure turbine rotor blades in the CGT301 project promoted by NEDO (New Energy and industrial technology Development Organization) was achieved with focusing on the design at the stress concentrating points. The profile accuracy of the complex shaped rotor blades was directly associated with the performance of a CGT (Ceramic Gas Turbine). The newly developed blades showed sufficient reliability in spin tests carried out at room temperature in vacuo; the average burst speed of these blades was over 160% (90,700rpm) of the rated spin speed, at which the stress ratio to the rated speed was over 250%. The calculated burst strength was 790MPa which was close to the bending strength of the test pieces cut out from the blades, 870MPa.

1．まえがき

ガスタービンは多種燃料性，低公害性等優れた利点があり産業用として利用されているが，出力規模が小さくなると熱効率が悪くなる欠点があり，300 kW 級では 15～20％に過ぎない。この熱効率の向上はタービン入り口温度（TIT）の高温化によって可能であるが，冷却構造の取り難い小型ガスタービンでは新たな耐熱材料が必要で，セラミックスが有望とされており国内外でいくつかの研究がある。

国内の小型発電用では，通産省・工業技術院のニューサンシャイン計画として推進されている NEDO の発電用 300 kW セラミックガスタービン(CGT)の研究開発があり，CGT 301～3 の 3 グループが最終目標の TIT 1,350°C，熱効率 42％を目指している。

弊社はこの中で CGT 301，303 の 2 つのグループにタービンメーカーと共に参加し，ハイブリッドタイプのセラミックタービン動翼の製造技術開発を行っている。

今回は，CGT 301 で研究開発を行っている高圧段動翼が翼形状精度±0.10 mm を満足し，また真空室温中での回転強度評価において，平均破壊回転数が定格回転数のほぼ 160％となり，定格時との応力比は 250％以上の高い強度を有していることを確認したので報告する。

2．セラミックタービン動翼の製造

タービン動翼は複雑な三次元曲面を有しており高度な製造技術が必要とされており，また，タービン性能を発揮するため厳しい寸法精度が要求されていることは周知のとおりである。特に翼形状精度はタービン性能に直接影響をおよぼす。また，本動翼では，翼形状精度のうち位置精度が変動することにより，遠心応力が上昇することが報告されており[1]，精度の確保は重要である。

ところでセラミックスは通常製造工程において焼成収縮が生じ，本動翼の場合では線収縮率で約 20％，体積収縮率でおよそ 50％にも達する。このため一般的に精密鋳造法あるいは鍛造法で製作する金属動翼よりも寸法精度の維持が難しくなっている。

また，焼結後では複雑な三次元曲面の加工が非常に困難となるため，翼は通常未加工であることが多く，高い寸法精度が要求される動翼等にはセラミックスの適用は難しいとされてきた。

そこで筆者らは，本プロジェクトにおいてまず中間目標である TIT 1,200°CCGT のセラミック

（平成 6 年 9 月 19 日原稿受付）

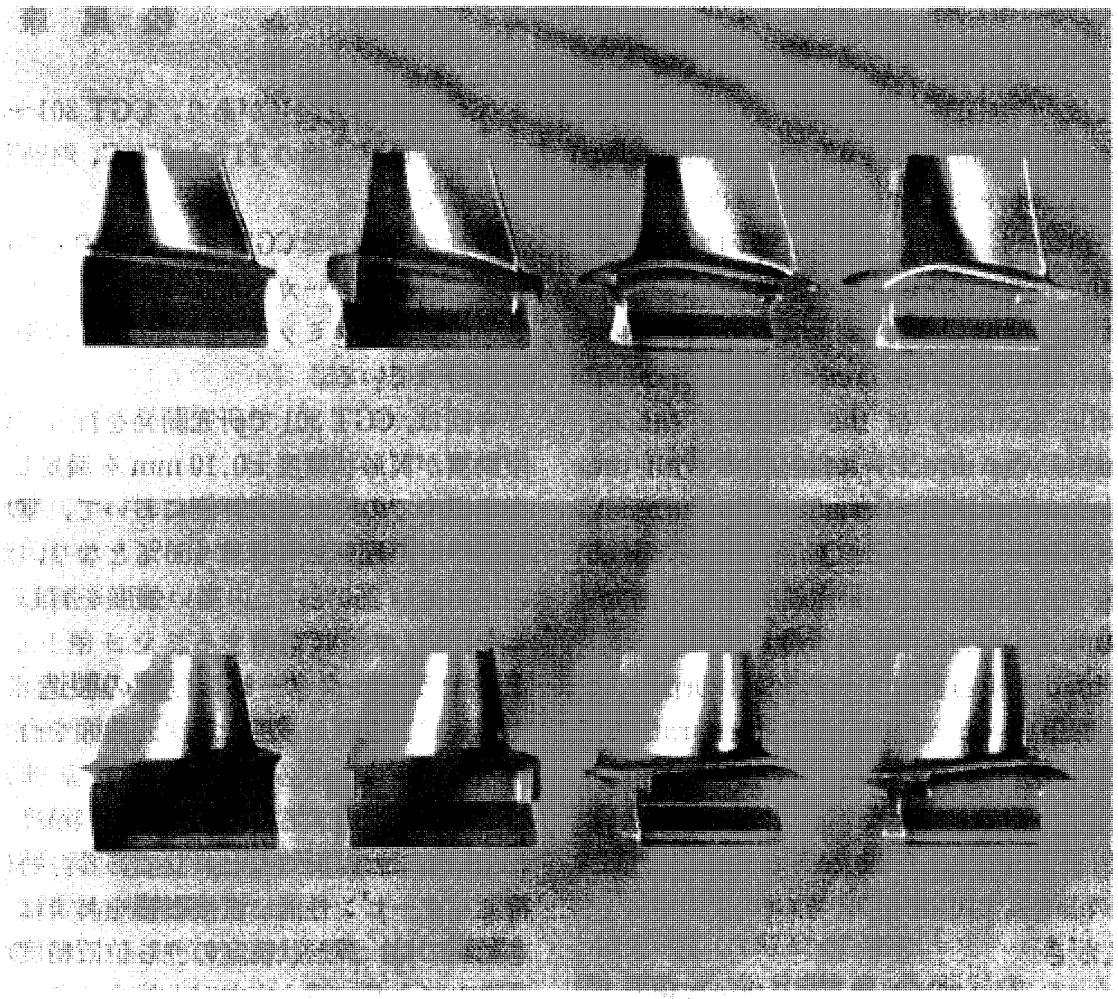
Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

タービン動翼について，写真1に示すModel-1～4の高圧段動翼の開発を順次行うことによって，翼形状精度の向上を図ってきた。

これら動翼の特徴を表1に示す。

なお，写真1および表1に示した各Modelは，翼形状精度の向上の他，以下の目的をもって開発を行った。

Model-1は実体形状での材料特性の把握を，Model-2はスカートの影響の検討を，Model-3は実用型モデルとしての問題点の検討を，Model-4は実機運転試験用動翼としての性能評価をそれぞれ主たる目的として開発を行った。



Model-1　Model-2　Model-3　Model-4

（上部写真: 正圧面側，下部写真: 負圧面側）

写真1　動翼外観

表1　動翼の特徴

項目	Model-1	Model-2	Model-3	Model-4
プラットホーム形状	平坦	円錐面	曲面	←
スカート	無し	両側に大きなスカート	TE側に小さなスカート	←
その他	・Model-1～4のダブテールのプロファイルは同一 ・Model-4のダブテールとスカートのつながりはModel-3より滑らか			

*TE:トレーリング エッジ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

3．翼形状精度

開発した動翼のうち Model-1～3 の翼形状は同一であるが，実機運転試験用である Model-4 については僅かではあるが設計変更がなされている。

そこで本項では，実機運転試験用であるModel-4の翼形状精度について以下に述べるが，これに先立ち本動翼の翼形状精度の要求レベルを明確にしておく必要がある。

まず，Model-4 の外形を図 1 に示す。翼形状の測定面はチップ側・断面 I とハブ側・断面IIの 2 断面で，要求されている 1,200°CCGT の翼形状精度は±0.10 mm である。

次に，一般的なセラミック部材の焼結体寸法精度であるが，弊社汎用セラミック基板の厚みの公差は±10%，反りは 25.4 mm 当たりで 0.08（±0.04）mm となっている。

単純な比較は難しいものの，これを動翼に適用すると，断面 I，IIでの最大翼厚みは 2.7 mm であるので，翼厚みの公差は±0.27 mm となる。これに反りの許容値を考慮すると想定される翼形状精度は±0.29 mm である。また，動翼は厚みの変化が大きくかつ三次元曲面を持っており，単一な厚みの平坦な基板より精度を向上させることは難しい。

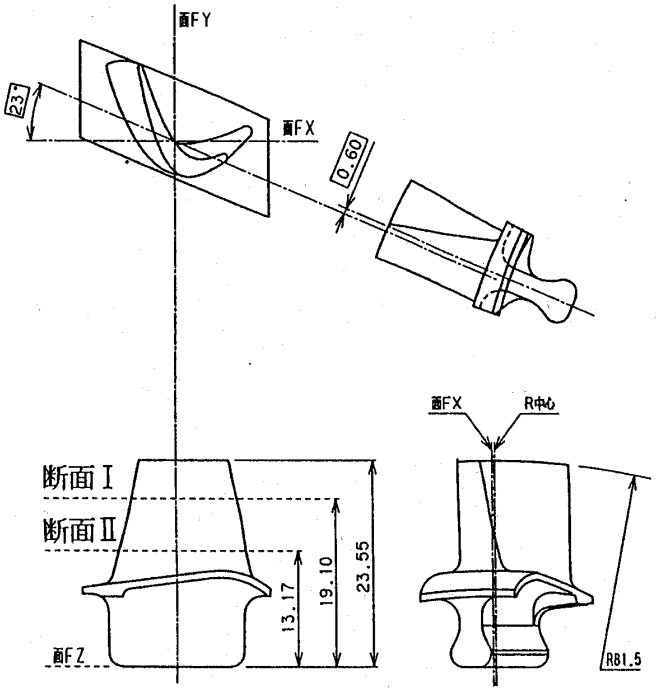


図 1　Model-4 外形図

このような厳しい精度を要求されている Model-4 の翼形状精度について評価を行なった。

3.1　評価方法

評価は接触式の三次元測定装置を用い，作製した試料 10 個の断面 I，IIについて行った。測定条件を表 2 に示す。測定精度は±1 μm で，本動翼の計測には充分である。

3.2　評価結果

評価の結果，Model-4 は全てにおいて要求翼形状精度の±0.10 mm を満たした。この測定結果を表 3 に示す。変形も僅かで翼形状精度は全翼において安定していた。また，最良翼形状は±0.07 mm であった。この最良翼形状の測定結果を，基準値とともに図 2 に示す。

4．回転強度評価

4.1　試験方法

評価に供した動翼は先の写真 1 に示した 4 種の Model-1～4 の動翼である。

表 2　翼形状測定条件

測定装置	三次元測定装置(ZEISS UPMC550)
分解能	0.2μm
測定精度	±1μm（測長距離40mm以内で）
ﾌﾟﾛｰﾌﾞ材質	人工ルビー
ﾌﾟﾛｰﾌﾞ径	φ1.5mm
測定速度	0.3mm/sec.
測定環境	20±0.5℃

表 3　Model-4 翼形状精度測定結果

No.	断面 I (mm)	断面 II (mm)
1	0.10	0.08
2	0.07	0.07
3	0.10	0.09
4	0.10	0.10
5	0.09	0.09
6	0.10	0.09
7	0.09	0.10
8	0.09	0.08
9	0.09	0.10
10	0.10	0.10

*値は絶対値で示した

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

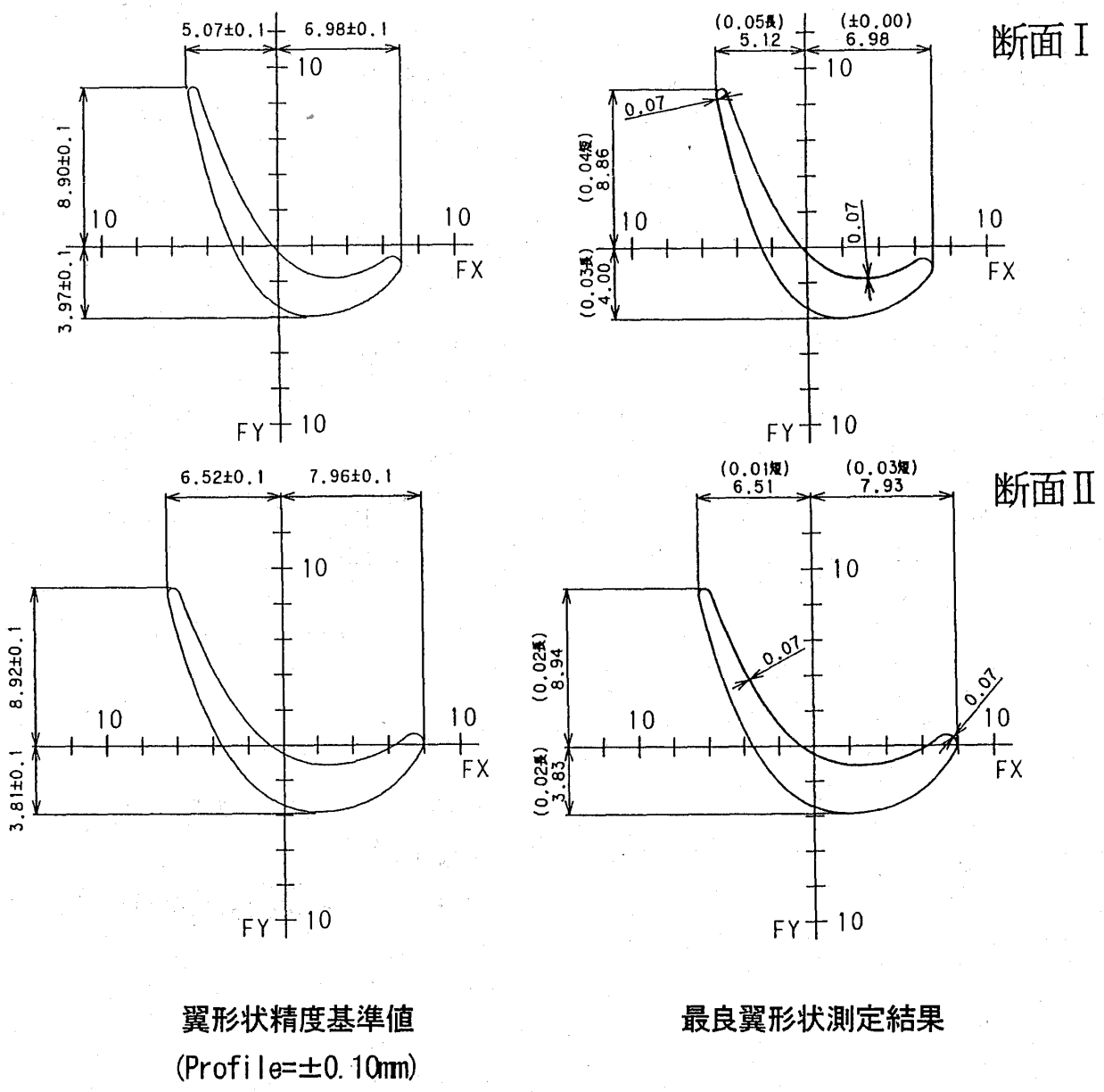


図2 Model-4 翼形状測定結果

また，動翼のプラットホーム下に形成されているスカートが，回転におよぼす影響を調査するために，Model-2 と Model-3 についてはスカートを除去した形状を作製し評価を行った。

なお，この回転強度評価を実施した動翼は，通常の運転試験に供する動翼と異なりプルーフ試験（定格回転数の 120%回転，67,200 rpm）は実施していない。

材料は TIT 1,200°CCGT 用として弊社サイアロン（EC-152）を用いた。特性を表 4 に示す。

回転試験は縦型の電動モーター駆動式コールドスピンテスターで真空，室温中にて実施し，回転の上限値を 100,000 rpm とし 1 分間で上昇させた。上限値は金属製ディスクの強度から制限した。

表 4 1,200°CCGT 用材料特性表（EC-152）

項目	単位	測定条件	物性	測定法
密度	g/cm³	室温	3.26	アルキメデス法
即時破壊強度	MPa	室温	1,020	4点曲げJIS R 1601
	〃	1000°C	830	JIS R 1604
	〃	1200°C	760	〃
破壊靭性	MPa·m$^{1/2}$	室温	6.0	SEPB法 JIS R 1607
硬度		室温	1,500	HV30
ヤング率	GPa	室温	318	超音波パルス法

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

4.2 試験結果

動翼の回転試験結果を図3に示し，表5にまとめる。

なお，表中の応力比は遠心応力が $\sigma = mr\omega^2$ であることから，回転数比の2乗に比例するとして，定格回転での最大主応力を100%として求めたものである。

いずれの動翼の破壊回転数も，定格回転数の56,000 rpmならびにプルーフ回転数の67,200 rpmを上回った。

Model-1では平均破壊回転数は93,200 rpmで，うち100,000 rpmで破壊しないものが14試料中3個見られるなど充分な回転強度を持っていた。

しかし，スカートの有るModel-2あるいはModel-3などの動翼に移行したところ破壊レベルが低下した。また，破壊起源も通常みられる高応力の発生するダブテール近傍からの破壊では無く，スカート付根であった。破壊状態を写真2に示す。

この破壊状態を設計面から検討した結果，FEMでの遠心応力解析においてスカート付け根に応力集中を起こしている可能性が示唆された。

そこで，この応力集中を軽減させる目的でModel-2とModel-3の動翼のスカートを除去したモデルを製作し試験を行った。その結果，両者ともに破壊回転数が除去前の動翼と比較し13,000 rpm程上昇するとともに，破壊起源もスカート付け根からダブテール近傍に移行した。これによりスカート付け根に応力集中を起こしていたことを確認した。

次に設計されたModel-4ではスカート付け根の応力集中に対して考慮され，ダブテールとスカートがより滑らかにつながる形状となった。図4にFEMによる遠心応力解析結果（石川島播磨重工業株式会社殿での解析）を示すが，解析結果では正圧側のスカート部と，負圧側ダブテール部

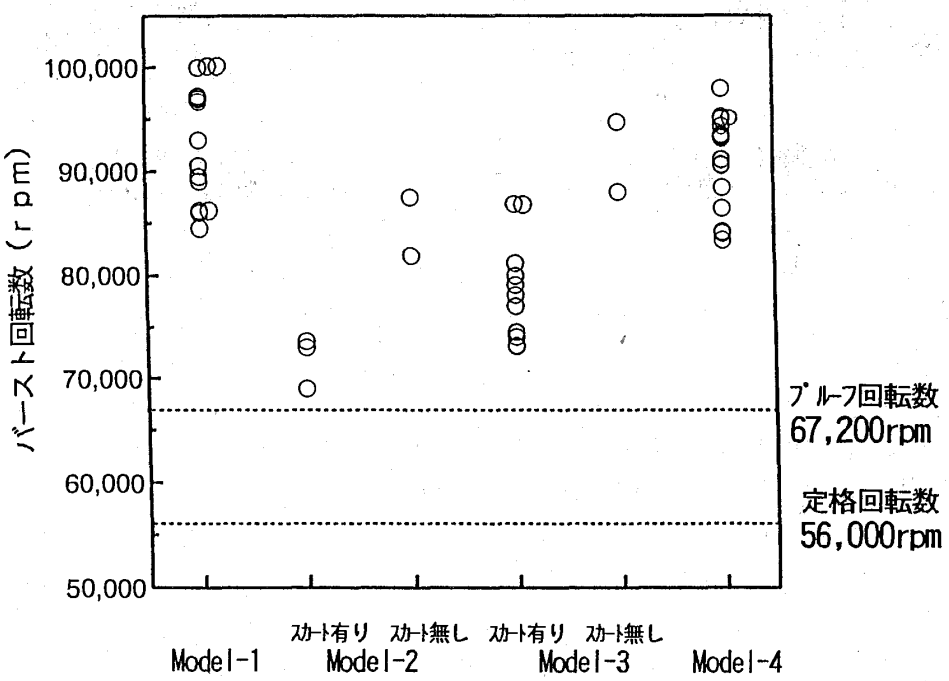
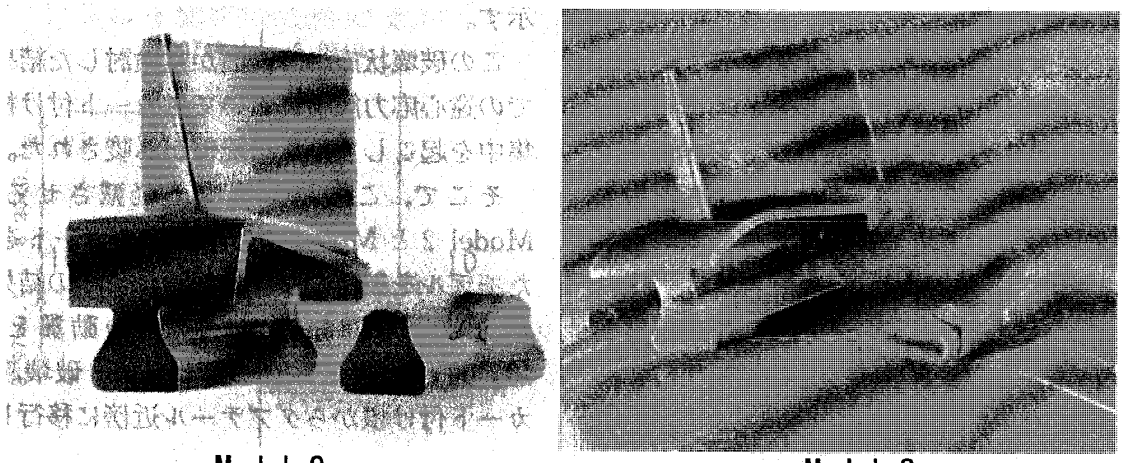


図3 動翼回転試験結果

表5 動翼回転試験結果

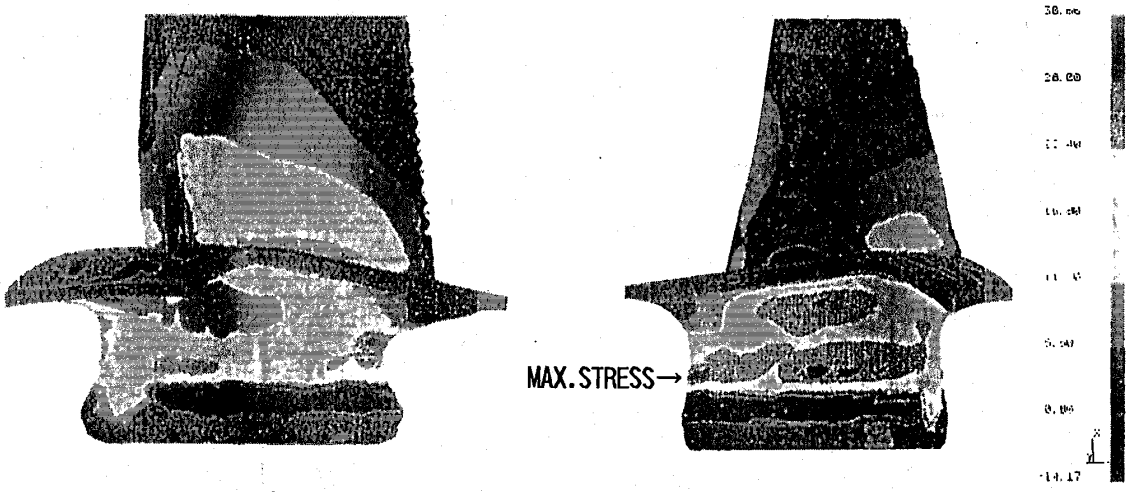
項目	単位	Model-1	Model-2		Model-3		Model-4
			スカート有り	スカート無し	スカート有り	スカート無し	
平均破壊回転数	rpm	93,200	71,900	84,700	78,500	91,400	90,700
定格回転数比	%	166	128	151	140	163	162
応力比	%	277	164	229	197	266	262

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.



Model-2　　Model-3

写真2　スカート付け根から破壊した動翼



正圧側　　負圧側

図4　Model-4 遠心応力解析結果（定格 56,000 rpm 時）

に高い応力が発生しているものの，応力集中は見られない。最大応力発生位置は負圧側ダブテールのトレーリング側で応力値は 300 MPa である。

この Model-4 の回転評価結果は，先の図3ならびに表5に示すように，平均破壊回転数が 90,700 rpm (n＝18) であり，これは定格回転数比 162％で，定格時との応力比は 262％であった。また，破壊起源は主として負圧側ダブテール部で解析結果と一致し応力集中部が解消されていることを確認した。破壊起源が解析結果と一致するので，定格時の最大発生応力 300 MPa を用いることができ，この応力と定格時との平均応力比 262％から，平均破壊回転強度は 790 MPa となる。

次に，破壊回転数から回転強度を個々に算出し，ワイブルプロットしたものを図5に示す。また，Model-4 から切り出した試料の破壊強度と，これを動翼の有効体積が $Ve = 10\ mm^3$ と仮定して換算した破壊強度のワイブルプロットも合わせて示す。

Model-4 の回転強度のワイブル係数は m＝10 で，プルーフ回転数である 67,200 rpm では破壊の起こらない充分な回転強度を持つことが推定された。

また，切り出した試料の破壊強度は 1,090 MPa (3点曲げスパン 16 mm)，ワイブル係数 m＝14 で，標準試験片と同等であった。

この切り出し材の強度結果を，本動翼の最大応力発生部の有効体積が最大 $Ve = 10\ mm^3$ と仮定して換算したワイブル分布は，回転強度結果と比較的良い一致を見た。また，この動翼の有効体積で換算した平均破壊強度は次式から 870 MPa となり，実体の回転強度 790 MPa と概ね一致した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

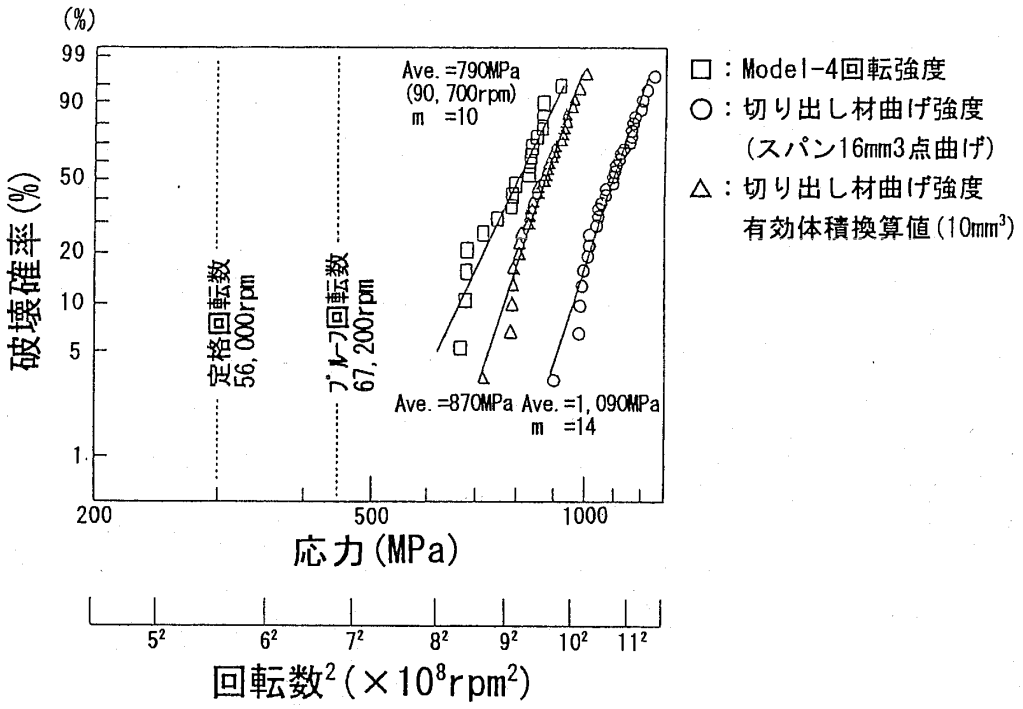


図5 Model-4の回転強度

切り出し材の有効体積:

$$Ve_1 = \frac{bHL}{2(m+1)^2} = \frac{4 \cdot 3 \cdot 16}{2(14+1)^2} = 0.43\text{mm}^3$$

b：試料幅

H: 試料厚み

L: スパン長さ

m: ワイブル係数

切り出し材の応力値:

$$\sigma_1 = 1090\text{MP}_a$$

動翼の有効体積（仮定）:

$$Ve_2 = 10\text{mm}^3$$

換算した破壊強度:

$$\sigma_2 = \sigma_1\left(\frac{Ve_1}{Ve_2}\right)^{1/m} = 1090\left(\frac{0.43}{10}\right)^{1/14} = 870\text{MPa}$$

5．まとめ

発電用300 kW級のTIT 1,200°CCGTに向けセラミックタービン動翼の開発を行った。この動翼の翼形状精度ならびに回転強度の評価を実施し，以下の結果を得た。

(1) 翼形状精度はModel-4の動翼にて基準値の±0.10 mmを満たした。

(2) 回転強度ではModel-2, Model-3の動翼においてスカート付け根に応力集中を起こし破壊回転数が低下していることを推定した。また，これら動翼のスカート除去により，平均破壊回転数が約13,000 rpm上昇し，破壊起源もスカート付け根からダブテール近傍に移行し，応力集中であったことを確認した。

(3) Model-4はこの応力集中について考慮され，平均破壊回転数90,700 rpm（定格回転数比162%，応力比換算262%）となり，充分な回転強度が得られた。

(4) この時の平均破壊回転強度は790 MPaとなり，動翼の有効体積を$Ve = 10\ \text{mm}^3$と仮定して換算した切り出し材の平均破壊強度870 MPaと概ね一致を見た。

なお，本研究はNEDOの委託研究である「先進型セラミックガスタービンの研究開発」(コージェネレーション用再生式1軸セラミックガスタービン）の成果である。

また，遠心応力解析データについては石川島播磨重工業株式会社殿に快く御提供いただいたことを付記して謝意を表します。

参考文献

(1) Sakakida, M., Sasa, T., Akiyama, K., Tanaka, S., 1994, "300kW CLASS CERAMIC GAS TURBINE DEVELOPMENT (CGT301)" ASME94-GT-125

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

技術論文

水素燃料噴流保炎型ラム燃焼器の高温燃焼特性

航空宇宙技術研究所　下平一雄
〃　田丸卓
〃　黒澤要治
川崎重工業㈱　木下康裕
〃　北嶋潤一

Abstract

An innovative ramjet combustor with a jet mixing flame holding is now under investigation to apply to a space plane propulsive system. This jet mixing type ram combustor has some advantages, such as no obstruction in the main flow field, easy cooling for heated components and aerodynamically nonsensitivity to the flow distribution upstream. Following to the previous experimental investigation at 600K, which corresponds to the air temperature at Mach 3 in the flight speed, a series of combustion tests was conducted here at temperature level between 600K and 1200K, corresponding to Mach 3～5 conditions. The length of the combustion duct was canged and the effect on the combustion efficiency was discussed. The pressure loss factor was remained within the value demanded form the engine system evaluation.

1．まえがき

水平離着陸式有翼宇宙往還機の離陸から飛行マッハ数6（以後M＝6と記す）までの推進を受け持つ水素燃料エアブリージングエンジンとして，M＝0～3までをターボジェットとそのアフターバーナーで，M＝3～6までを亜音速燃焼ラムジェットとして作動するターボラムジェットエンジンが考えられている。システム検討による両モードでの機速とその時のアフターバーナー/ラム燃焼器（以後兼用する意味を/と記す）の作動条件を表1に示す。従来のアフターバーナー保炎器では，表1に示す高い入口空気温度と当量比条件で，保炎器の冷却が困難で燃焼負荷も高くできない。

そこで図1に示すような噴流保炎を利用したターボラムジェットエンジンを考えた。このアフターバーナー/ラム燃焼器の保炎器として，図2に示すような，空気とその噴射筒の冷却を兼ねる燃料の噴流によって保炎と混合を行い，燃焼効率と負荷率の向上を図る噴流保炎型ラム燃焼器を考案

表1　アフターバーナー/ラム燃焼器作動条件

	機速 M	入口全圧 PIA(MPa)	入口全温 TIA (K)	酸素濃度 RO_2 (%)	断面風速 UA(m/s)	当量比 E. R	出口全温 TEG(K)
アフターバーナーモード	0	0.463	1343	9.65	91.6	0.408	2318
	1.2	0.746	1356	10.1	88.9	0.430	2367
	2.5	0.728	1370	10.8	86.1	0.464	2436
	3.0	0.793	1381	11.6	82.4	0.498	2483
ラムジェットモード	3.0	0.318	641	21.0	91.0	0.960	2481
	4.0	0.519	867	21.0	93.0	0.960	2587
	5.0	0.899	1192	21.0	80.0	0.980	2727
	6.0	1.480	1624	21.0	64.0	0.980	2913

（平成6年9月22日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

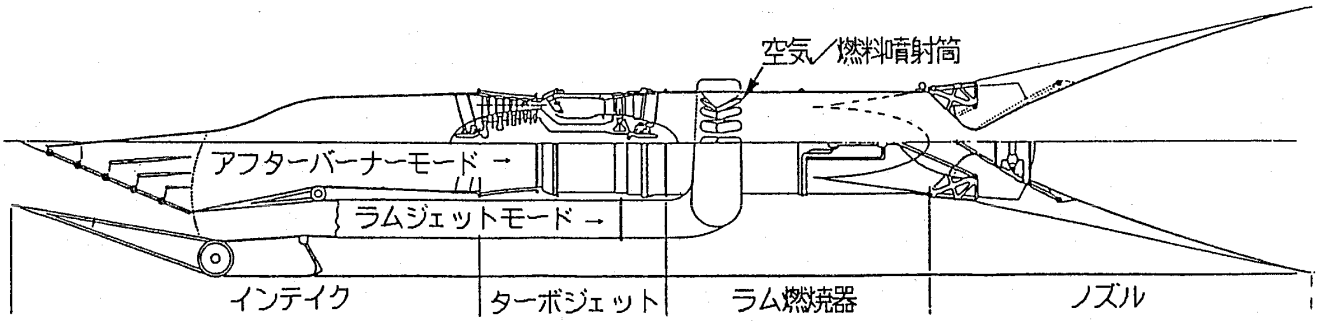


図1 ターボラムジェットエンジンの概念図

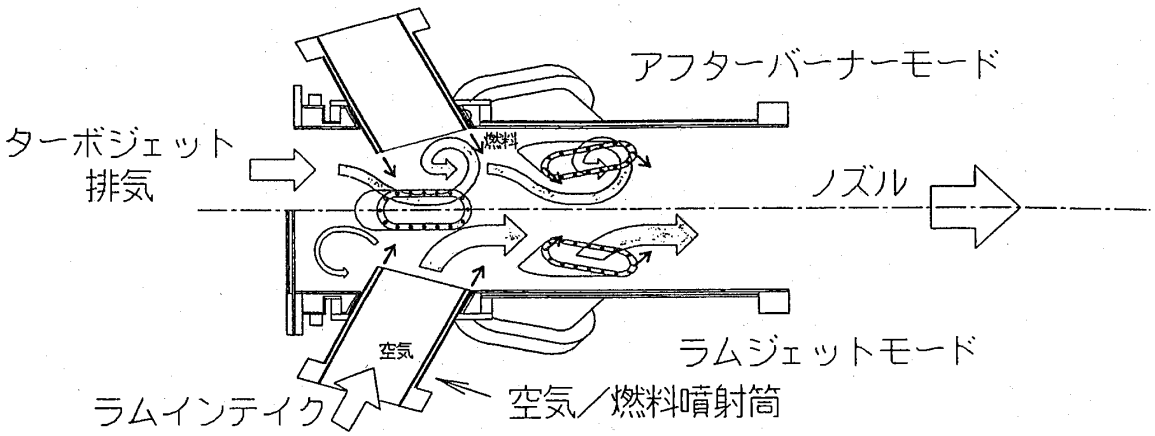


図2 アフターバーナー/ラム燃焼器作動図

した。アフターバーナーモードでは噴射筒はブラフボデー型保炎器/燃料噴射器となり燃料で冷却される。

これまでにラムジェットモードでの空気/燃料の噴射筒（以後噴射筒と記す）の配置と燃料噴射法の最適値を求める燃焼試験を，M＝3条件の入口空気温度600 Kで行い，従来のVガッタ型保炎器よりすぐれた空気燃料の混合特性を持つ形態を明らかにしてきたが[1]，M＝3条件以上の高い入口空気温度での燃焼性能を求めるには，従来行われていた予熱燃焼器と酸素の添加による短時間の燃焼試験では不十分であると考え，電気ヒーターを用いた入口空気温度1273 Kでの連続燃焼試験可能な装置を整備した。

ここでは，この試験装置を用いた水素燃料噴流保炎型ラム燃焼器のM＝5に相当する燃焼器入口空気温度1200 Kまでの高温常圧燃焼試験の結果を報告する。

2．供試燃焼器模型

図3に噴流保炎型ラム燃焼器模型の組立図を示す。内径155 mm，長さ450 mmの空冷燃焼筒に，噴射筒を周方向4個，下流方向150 mmに千鳥配列でさらに4個，燃焼筒下流方向に30°傾けて取付けた。噴射筒はステンレス製で，空気流路の外周に燃料の水素ガスを流して冷却した。噴射筒の空気流路断面積は，8個合計で燃焼筒断面積の約80％である。水素ガス噴口は，直径1 mmで1個の噴射筒に32個有り，空気噴流の方向と平行に噴射した。

噴射筒の付く空冷燃焼筒は，ステンレス製溝構造として燃焼筒内壁の温度が1000 K以下になるよう冷却空気を流した。燃焼筒最上流部は，燃焼用空気でインピンジメント冷却されたステンレス板で塞いだ。空冷燃焼筒後方には点火用水素トーチバーナーと水冷燃焼筒を取付け，水冷燃焼筒の長さによって燃焼器全長を変化させた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

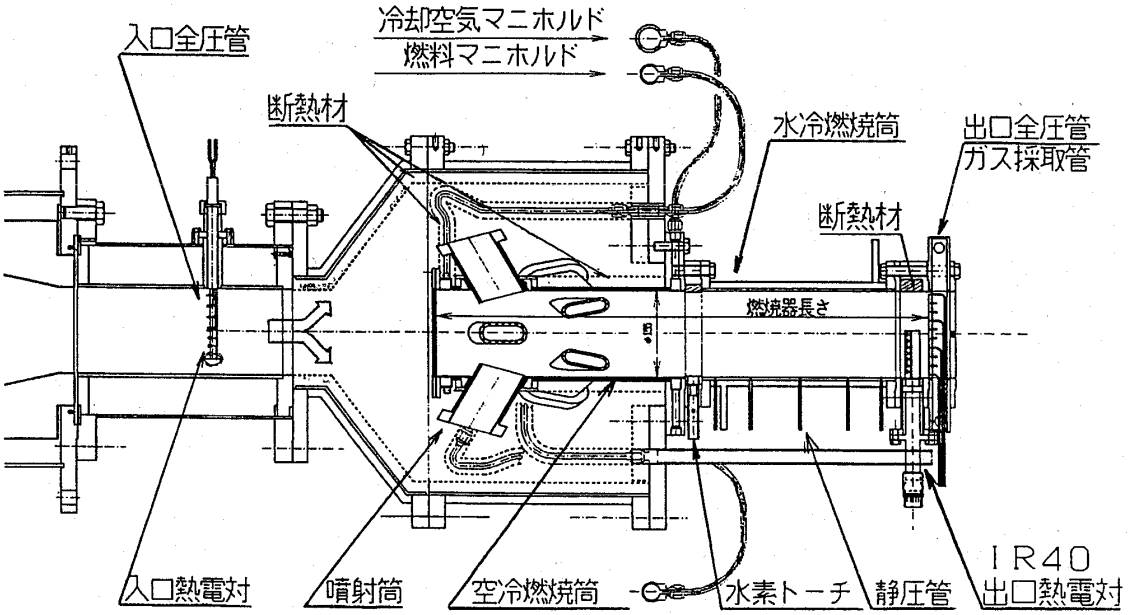


図3 噴流保炎型ラム燃焼器模型組立図

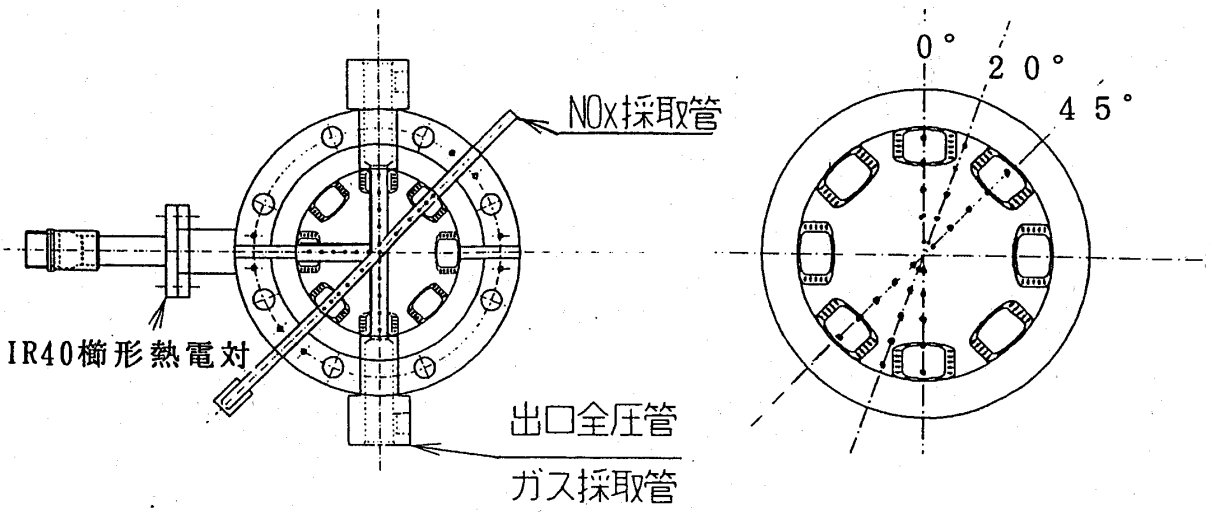


図4 燃焼器出口計測点および計測角度とガス採取点（後視）

3．試験方法

供試条件

燃焼器入口空気温度	: TIA	600～1200 K
燃焼器断面風速	: UA	80 m/s
（設定）当量比	: E. R	0.6～1.0
燃焼器長さ	: L	545～1222 mm
直径との比	: L/D	3.52～7.88
周方向計測角度	: R	0°，20°，45°

主な記号

飛行マッハ数	: M
燃焼器入口空気温度	: TIA
燃焼器断面風速	: UA
燃焼器長さ	: L
直径との比	: L/D
周方向計測角度	: R
（設定）当量比	: E. R
ガス分析当量比	: E. Rg
局所当量比	: e. r
燃焼効率	: C. E
局所燃焼効率	: c. e
窒素酸化物の排出濃度	: NOx
全圧損失率	: RDP

燃焼用空気は，空気圧縮機から送気しオリフィスで流量計測後，電気ヒーターで加熱し供給した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

燃料の水素ガスは，充塡圧 20 MPa のカードルから減圧しオリフィスで計量後，常温で供給した。燃焼器出口には，ガス採取/全圧管，NOx 採取管，ガス温度計測用熱電対を取り付けた。これらの取付状況と計測点の位置，周方向計測角度（以後計測角度と記す）とガス採取位置の関係を図 4 に示す。

局所当量比と局所燃焼効率は，10 点式ガス採取管で採取したガスをガスクロマトグラフを用いたガス組成分析から求め，ガス分析当量比と燃焼効率はこれらとガス採取点における出口全圧分布を加重して求めた[3]。出口温度分布は 7 点式イリジウム−ロジウム 40%櫛形熱電対[2] を用いて計測した。窒素酸化物の排出濃度は，10点集合式NOx 採取管で採取したガスを連続ガス分析計で化学発光分析して求めた。

4．試験結果

4.1 ガス組成分析

図5には，TIA＝1200K UA＝80m/s E. R＝1.0 で計測断面における燃焼効率（C. E %）のガス分析当量比（E. Rg）と燃焼器長さ（L/D），計測角度（R）による変化を示した。添字は設定当量比（E. R）を示す。燃焼効率は，当量比 0.6 では 99%だが，当量比 1.0 では 90%程度に下がった。L/D＝5.82 から 7.88 と長くなっても燃焼効率は上昇しない。極端に短い L/D＝3.52 では，ガス分析による当量比が設定当量比より大幅に薄くなっている。

図 6 には L/D＝5.82 での当量比と入口空気温度の変化による燃焼効率の影響を示す。燃焼効率は入口空気温度が高くなってもほとんど上昇しない。

図 7 に R＝0°で L/D を変化させたときの局所当量比（局所値は小文字で記す: e. r）と燃焼効率（c. e %）の半径方向分布を示す。L/D＝5.82 と 7.88 では同様な当量比分布だが，L/D＝4.62 と 3.52 の位置では，燃焼器中心部の当量比が薄くなっている。

図 8 には，R＝0，20，45°での局所当量比，燃焼効率分布を示す。L/D＝5.82 では周方向の分布の相違がほとんどない。

図 9 に TIA＝1200 K UA＝80 m/s L/D＝5.82 R＝0°で設定当量比を変化させたときの局所当量比と燃焼効率の半径方向分布を示す。

図 10 には，L/D＝5.82 R＝0°での局所当量比，燃焼効率分布の入口空気温度による変化を示す。

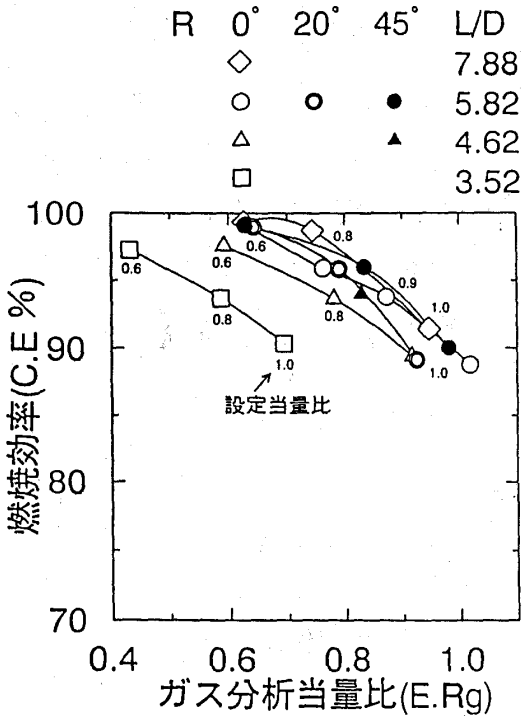


図 5 燃焼効率の燃焼器長さによる変化
(TIA＝1200 K UA＝80 m/s)

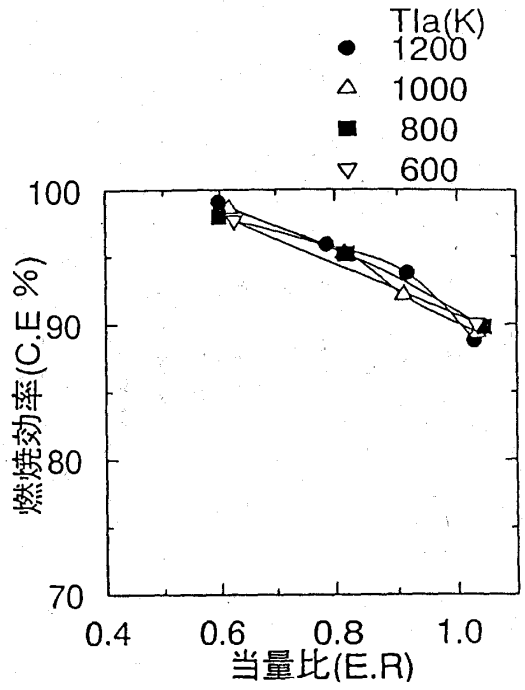


図 6 燃焼効率の入口空気温度による変化
(UA＝80 m/s L/D＝5.82 R＝0°)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

局所当量比，燃焼効率分布は，入口空気温度，当量比によらず同じ燃焼器長さでは同様の半径方向分布を示した。

これらのことから，空気と燃料の噴流による混

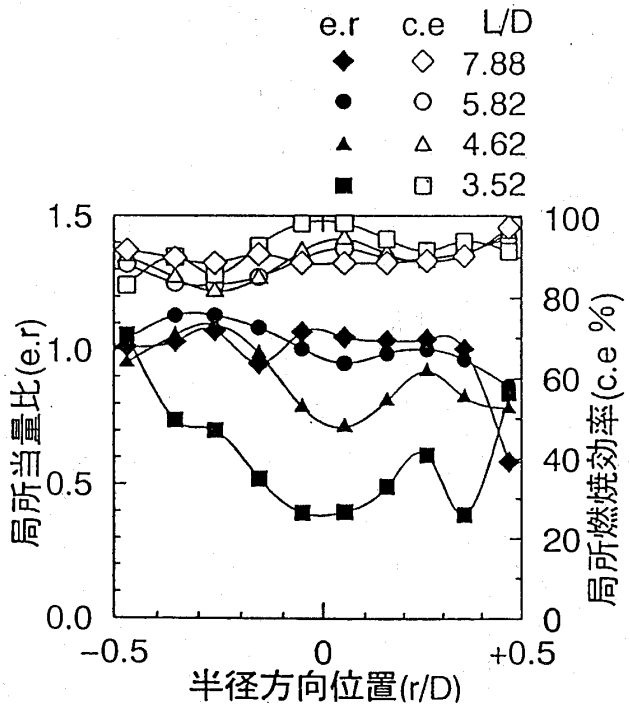


図7 当量比，燃焼効率分布の燃焼器長さによる変化
(TIA＝1200 K UA＝80 m/s E. R＝1.0 R＝0°)

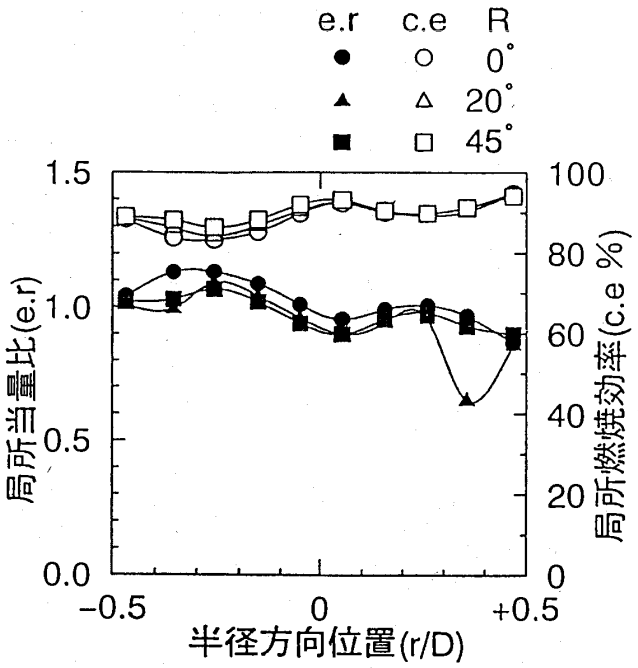


図8 当量比，燃焼効率分布の計測角度による変化
(TIA＝1200 K UA＝80 m/s E.R＝1.0 L/D＝5.82)

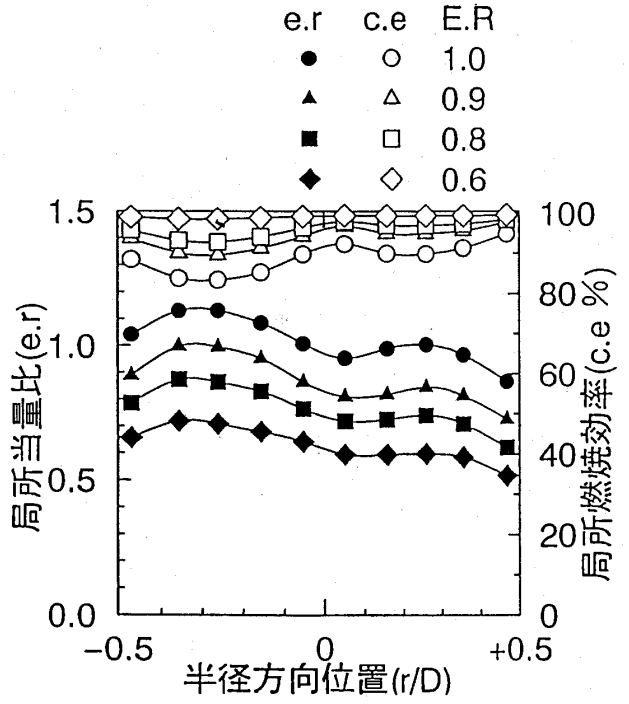


図9 局所当量比，燃焼効率分布の
設定当量比による変化
(TIA＝1200 K UA＝80 m/s L/D＝5.82 R＝0°)

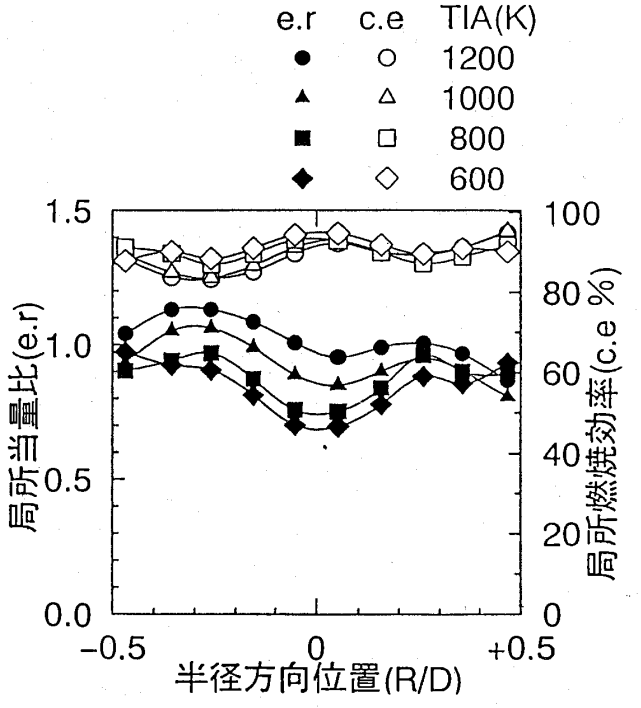


図10 局所当量比，燃焼効率分布の
入口空気温度による変化
(UA＝80 m/s E. R＝1.0 L/D＝5.82 R＝0°)

Download service for the GTSJ member of ID., via 18.119.103.40, 2025/05/06.

合は，L/D＝5.82 迄で終り，それ以降は混合も燃焼もほとんど進展しない。また，当量比が 1.0 近傍での燃焼効率の低下は，部分的に当量比 1.0 を超える領域が有り，酸素不足による反応凍結に起因すると考察した。

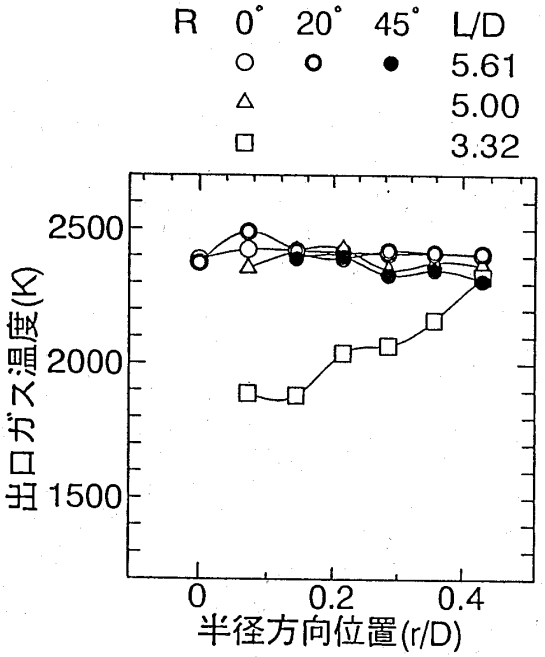


図 11 出口ガス温度分布の燃焼器長さによる変化
(TIA＝1200 K UA＝80 m/s E. R＝1.0)

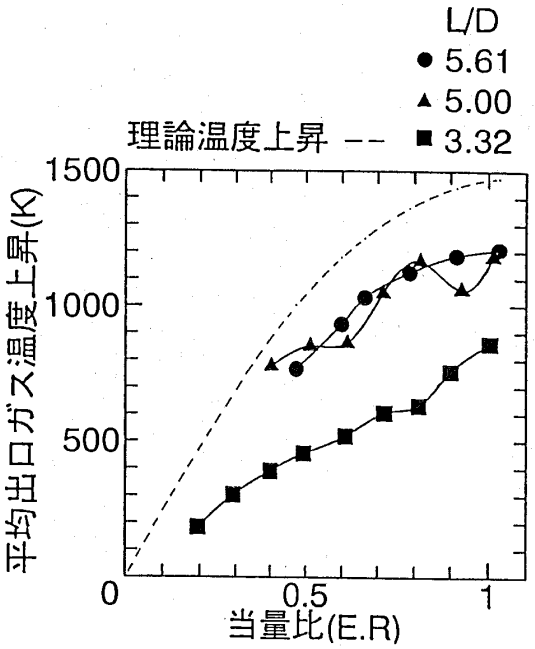


図 12 平均出口ガス温度上昇の燃焼器長さによる変化
(TIA＝1200 K UA＝80 m/s)

4.2 燃焼器出口温度

図 11 に TIA＝1200 K UA＝80 m/s E. R＝1.0 での出口温度分布の燃焼器長さによる変化を示す。L/D＝3.32 では燃焼器中心部のガス温度が低いなど，出口ガス温度分布は，ガス分析による当量比分布に傾向的に良く一致した。

図 12 に燃焼器出口温度上昇(出口平均温度－入口温度）の当量比と燃焼器長さによる変化を示す。L/D＝5.61 における温度上昇は理論温度上昇と比べると当量比 1.0 の時約 250 K 低いが，この時の燃焼効率，空冷および水冷燃焼筒による熱損失などによって燃焼ガス温度低下することを考慮すると，それらは良く一致している。

4.3 出口全圧

出口全圧の半径方向分布は，入口空気温度，当量比の変化に関係なくほぼ均一であった。

図 13 に全圧損失率（RDP＝(入口全圧－出口全圧)/入口全圧×100%）の当量比と入口空気温度による変化を示す。TIA＝600K UA＝80m/s E. R＝1.0 で RDP＝7.6%，1200 K で 3.5%となり，エンジンシステムからの要求値 RDP＝10%以下を満たす値となった。

4.4 窒素酸化物の排出

宇宙往還機では飛行頻度が少ないことから，窒素酸化物排出量の制限は無い。しかし，その排出特性は求めておく必要がある。図 14 に窒素酸化物

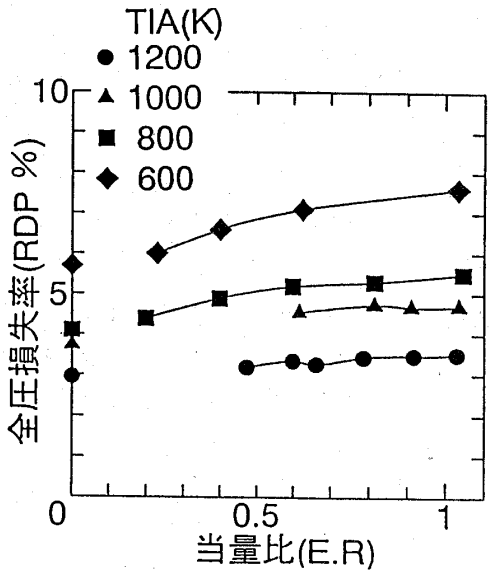


図13 全圧損失率の当量比，入口空気温度による変化
(UA＝80 m/s L/D＝5.82)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

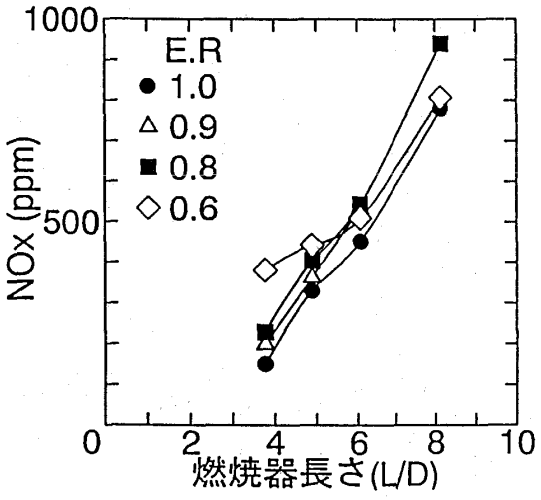


図 14 NOx の燃焼器長さによる変化
(TIA＝1200 K UA＝80 m/s)

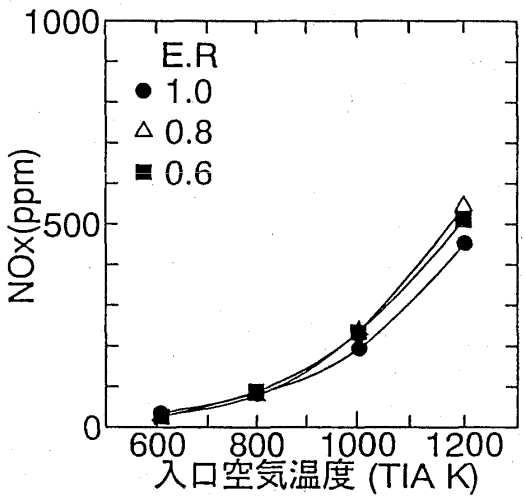


図 15 NOx の入口空気温度による変化
(UA＝80 m/s L/D＝6.06)

の排出濃度 (NOx ppm) の燃焼器長さによる変化を示す。燃焼器長さ L/D が 6.1 から 8.2 に伸長すると当量比 1.0 で酸素濃度が 1%以下と低い状態でも，NOx 排出濃度は，約 2 倍近くに増加した。

図 15 に L/D＝6.06 での NOx の入口空気温度による変化を示す。TIA＝1200 K では，600 K の時の約 10 倍の排出濃度の 450 ppm (E. R＝1.0) となった。NOx の排出濃度は，当量比 0.8 でピークを持ち，当量比 1.0 では下がってくる。これは燃焼効率低下によって燃焼ガス温度が上昇しなくなるためと考えられる。

5．まとめ

水素ガスを燃料とする噴流保炎方式のラム燃焼器について，M＝3～5 に相当する入口空気温度 600～1200 K での常圧燃焼試験を行い，次のことを明らかにした。

(1) 燃焼効率は，燃焼器入口空気温度より空気と燃料の混合によって支配される。

(2) 燃焼器長さは，L/D＝5.82 (950 mm) 程度が必要で，この時燃焼効率は 90%程度であった。これ以上の長さにしても燃焼効率は向上しない。

(3) 全圧損失率は，TIA＝600 K で 7.6%，1200 K で 3.5%となりエンジンシステムからの要求値 RDP＝10%以下となった。

(4) 窒素酸化物の排出濃度は，当量比 1.0 では当量比 0.8 に比べて燃焼効率低下のために低下する。

今後は，アフターバーナーモード（高温，低酸素条件）での燃焼特性を求める試験を行う予定である。

本燃焼試験は，元航技研熱流体力学部の斎藤隆，元川崎重工業の内田正博，両氏の協力の下に行われた。ここに付記して謝意を表わす。

参考文献

(1) 斎藤 隆, 他 6 名: 水素燃料噴流保炎型ラム燃焼器の燃焼特性, 日本ガスタービン学会秋期講演会講演論文集 (1993)

(2) 田丸 卓, 他 2 名: 2200 K レベルガス温度測定用イリジウム多点温度計日本ガスタービン学会誌 VOL. 22 No. 86 (1994. 9)

(3) 田丸 卓, 他 3 名: 極超音速機用水素燃料ターボラム燃焼器模型の試験結果 航技研報告 TR-1193 (1993. 3)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

技術論文

180°急激曲がり部をもつリブ付き冷却流路内の流れと熱伝達

東京農工大学　望月貞成
〃　村田章
〃　福永美保子

Abstract

The primary objective of the present study is to investigate experimentally the effect of a combination of rib patterns in the before-turn and the after-turn channels on the pressure drop and heat transfer in turbulent flow in a two-pass square channel. Emphasis is placed on examining the interactions of the two secondary flows; one induced by the ribs and the other formed in the turn. The rib pitch-to-equivalent diameter ratio (P/d_e) is 1.0, the rib-height-to-equivalent diameter ratio (e/d_e) is 0.09, and the rib angle relative to the main flow direction is varied from 30°～90° with an interval of 15°. Experiments are conducted for Reynolds numbers in the range 4,000～30,000. It was disclosed that, due to the interactions between the bend-induced secondary flow and the rib-induced secondary flow, the combination of rib patterns in the channel before and after the turn causes considerable differences in the pressure drop and heat transfer performance of the entire channel.

1．まえがき

近年，ガスタービンの高性能化に対する強い要求に応じて，タービン入口温度は上昇し続けてきており，タービン翼は非常に厳しい熱的環境下での作動を強いられている。それゆえ，翼の強度と耐久性を保証するために効果的な翼冷却は欠くことのできない重要技術になっている。現代の高性能ガスタービンのタービン翼の冷却には，強制対流冷却，フィルム冷却，および衝突噴流冷却などが用いられている。このうち強制対流冷却は，圧縮機から抽出した空気を翼内部の冷却流路に流すことにより，翼外表面から翼内部に侵入した熱を除去しようとするものである。

翼内部の冷却流路は，図1に示すように，リブを有する複数の直線流路とそれらをつなぐ180°急激曲がり部とから構成されていることが多い。したがって，冷却流路の基本的なモデルとして，相対する二壁面にリブを有する二つの長方形断面直管とそれらをつなぐ180°急激曲がり部とからなる流路を考えることができる。これまでに，リブ付き直管[(1),(9),(11),(18)]および平滑曲がり管[(5),(6),(8),(15),(16),(19)]の流れや熱伝達についてはすでに多くの研究がなされている。その結果，180°曲がりのような急激な曲がり部には強い二次流れが生ずることはよく知られており，また，直線流路において流路軸に対してある傾き角をもって壁面にリブを取り付けると，それによっても二次流れが生じることが明らかにされている。リブ付き直管と180°曲がり管とからなる系についての研

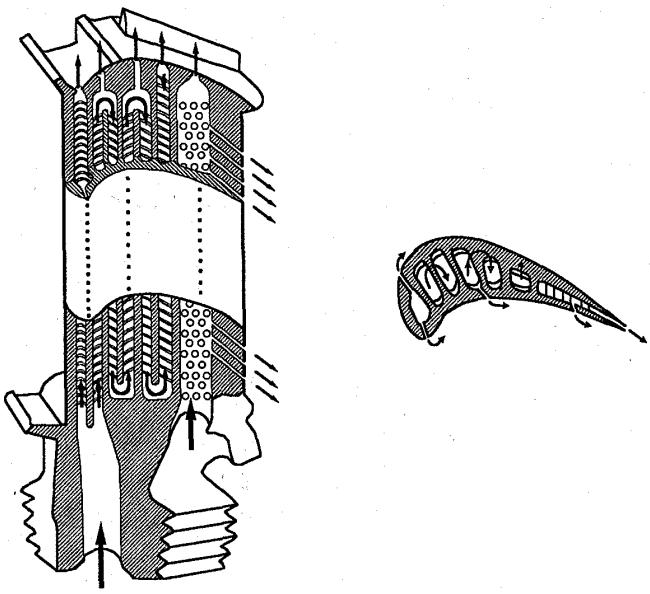


図1　リブ付き往復冷却流路を有するタービン翼

（平成7年3月30日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

究[2),(3),(4),(7),(10),(12),(13),(17)]も行われてはいるが，それらは例外なしに曲がり部の入口側および出口側直線流路のいずれにも全く同じリブパターンを配置する場合を扱っている。しかし，曲がり部前後の直線流路のそれぞれにどのようなリブパターンを配するかは，圧力損失特性や熱伝達特性に少なからぬ影響を与えるものと予想される。何故ならば，冷却流路全体の圧力損失と熱伝達は，リブによって誘起される二次流れと曲がり部に発生する二次流れの相互干渉の影響を受けるはずであると考えられるからである。

本研究では，上述の背景を踏まえて，リブ付き直線流路とそれらを結ぶ180°急激曲がり部とからなる冷却流路について，曲がり部の入口側および出口側直線流路のリブパターンを互いに独立に系統的に変えて，圧力損失特性と局所壁面熱伝達率分布を詳細に測定した。その結果，曲り部の入口側直線流路と出口側直線流路それぞれのリブパターンの組み合わせが圧力損失および伝熱性能に及ぼす影響が明らかにされた。また，流れの可視化実験の結果をも参考にしてその際の流動状況について考察し，圧力損失および伝熱特性との関係を議論した。

2．実験装置

図2に実験装置全体の概略系統を示す。ブロアから駆動された空気は，静定室を通り層流型流量計およびマノメータで流量を計測され，整流部，助走区間を経てテストセクションに流入する。助走区間の断面形状はテストセクションと同じで，長さは3mである。

図3に，本研究で用いたテストセクションの構造とリブおよび熱電対取付位置の概略を示す。テ

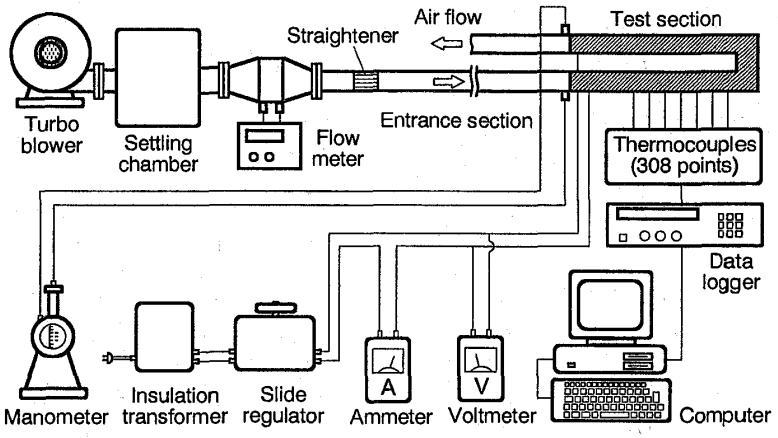


図2 実験装置の概略系統

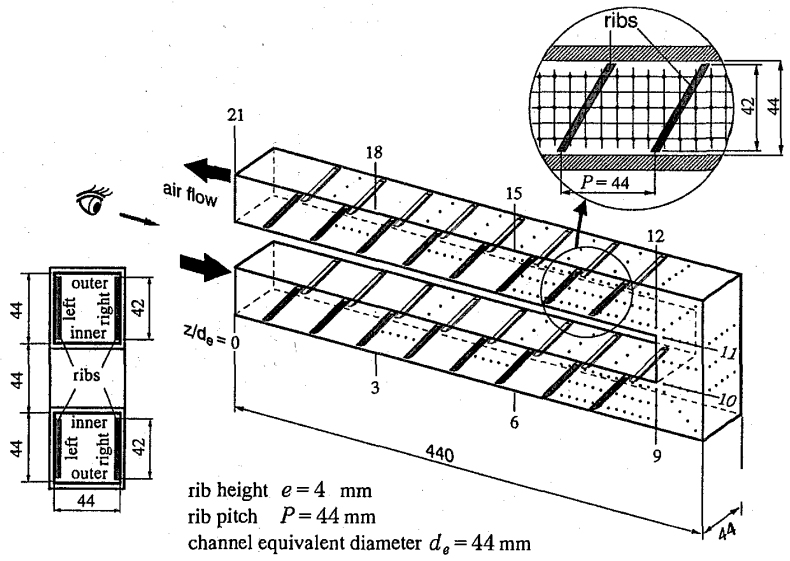


図3 テストセクションの構造とリブおよび熱電対の取り付け位置

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

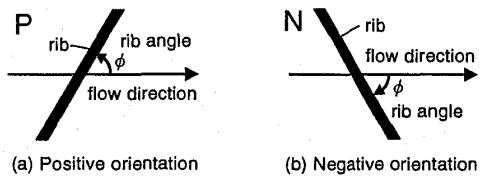
ストセクションは，厚さ5 mmのベークライト板により構成され，等価直径 $d_e=44$ mm，直線流路1本の長さは $9d_e$（＝396 mm）の正方形断面管である。また，2本の直線流路は，180°曲がり部によって接続されており，それらのinner壁面間の距離は44 mmである。流路全体の長さは $L=21d_e$（＝924 mm）である。以後，曲がり部より上流側の直線流路を第1直線流路，また，下流の直線流路を第2直線流路と呼ぶこととする。

テストセクションの内側には，厚さ50 μmのスーパーインバー箔が貼られ，それを通電加熱し一様熱流束条件を得ている。ヒータの裏側には，直径100 μmのK型熱電対が308点スポット溶接され，また，テストセクション入口，出口に空気の混合平均温度測定用にそれぞれ2本および5本の熱電対が取り付けられている。熱電対の出力は，データロガーおよびコンピュータに取り込まれる。なお，周囲への熱の逃げを極力小さくするためテストセクションの外側はグラスウールで覆われている。

圧力損失は，室温の状態において，テストセクション入口および出口間に設けられた圧力タップ間の圧力差をマノメータで計測することにより求めた。

第1および第2直線流路内のright壁およびleft壁には，真鍮製のリブ（断面4 mm×4 mm，高さ/等価直径比 $e/d_e=0.09$，ピッチ/等価直径比 $P/d_e=1$）が，両面テープで取り付けられている。リブの取り付け角度 ϕ は，流れ方向に対して $\phi=0°$から90°までの間で15°おきに選ばれている。

本研究では，図4に示されるように，リブの取り付け角度 ϕ が，主流の方向から反時計回りの場合をP（Positive），時計回りの場合をN（Negative）と呼ぶこととする。ただし，$0°\leqq\phi\leqq90°$である。したがって，リブパターンは，NあるいはPのいずれかと ϕ の組合わせで決定される。



(a) Positive orientation　(b) Negative orientation

図4　主流の方向とリブの向きとの関係

第1と第2直線流路それぞれにおけるリブパターン（リブがないsmooth管の場合も含める）の組み合わせとして，本研究では図5に示される各場合を扱った。直線流路断面の左右それぞれの壁面に設置されるリブパターンは，流路中央面に対して対称である。それぞれの組み合わせを図5に示される様に，NP，NN，PP，PN，NS，PS，SN，SP，およびSSにより表記する。各二文字の内の第1番目と第2番目はそれぞれ第1直線流路および第2直線流路を表し，文字P，NおよびSは，それぞれPositive，NegativeおよびSmoothの頭文字である。また，$\phi=90°$は，リブ取り付け角度が90°の場合を示す。圧力損失測定実験では，表1に◎および○印で示される23個のテストコアを実験に供した。また，熱伝達実験は表中の◎印で示される4個のテストコアについて実施した。

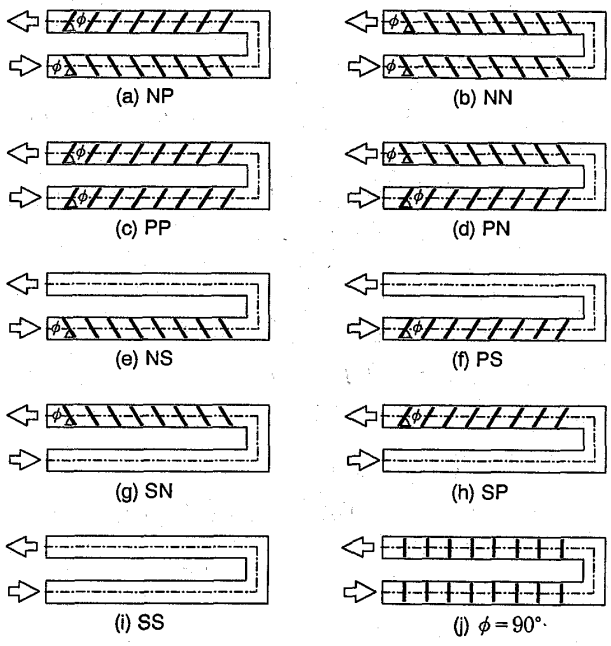


図5　リブパターンの組み合わせ

表1　実験に供したテストコアの種類

pattern / ϕ	NP	NN	PP	PN	NS	PS	SN	SP	SS	stg	sqr
30°	○	○	○	○							
45°	○	○	○	○							
60°	◎	◎	◎	◎	○	○	○	○	○		
75°	○	○	○	○							
90°										○	○

○◎：圧力損失実験
◎　：熱伝達実験

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

なお，$\phi=90°$のときのstgおよびsqrは，水平面に投影した時のリブの並び方がそれぞれ千鳥および正方の場合を示す。

3．結果の整理方法

実験結果の整理に用いた諸量はそれぞれ以下のように定義されている。なお，諸記号については記号表を参照されたい。

レイノルズ数: $Re=u_m d_e/\nu$ (1)

摩擦係数: $f=2\Delta p(d_e/L)/(\rho u_m^2)$ (2)

壁面熱流束: $\dot{q}_w=\dot{M}C_p(T_{out}-T_{in})/A_h$ (3)

混合平均温度: $T_b(z)=T_{in}+4az\dot{q}_w/(\dot{M}C_p)$ (4)

局所熱伝達率: $h=\dot{q}_w/(T_w-T_b)$ (5)

領域平均熱伝達率: $h_r=\dot{q}_w/\Delta T_r$ (6)

全流路平均熱伝達率: $h_m=\dot{q}_w/\Delta T_m$ (7)

局所ヌセルト数: $Nu=hd_e/k$ (8)

領域平均ヌセルト数: $Nu_r=h_r d_e/k$ (9)

全流路平均ヌセルト数: $Nu_m=h_m d_e/k$ (10)

上記の諸式中，ΔT_rは，それぞれの領域毎の壁面温度と混合平均温度の平均温度差を，また，ΔT_mは$z/d_e=3$から18までにおける壁面温度と混合平均温度との平均温度差である。

なお，上記の整理方法により求められた結果の不確かさは，Δp, L/d_eおよびu_mについてそれぞれ約2%，1%および2%である。また$Re=10,000$以上の場合，fの不確かさは4%，また$\dot{q}_w$では3%であった。さらに，(T_w-T_b)は7%，最終的に熱伝達率については16%の不確かさであった。

4．実験結果および考察

4.1 リブパターンの組合せが圧力損失に及ぼす影響

図6は，$\phi=60°$の場合を例にとって，図5に示されるNP～SSまでの9種類のリブパターンの組合せについてfを測定した結果である。図の横軸と縦軸は，それぞれレイノルズ数Reおよび摩擦係数fである。図6より以下のことがわかる。

(1) リブをつけることにより，fは大幅に増える。$Re=30,000$の場合を例に取ると，fは平滑管（smooth channel）に比べ，どちらか一方の直線流路にリブがある場合(NS，PS，SNおよびSP）にはおよそ2～2.3倍に，両方の直線流路にリブがある場合(NP, NN, PPおよびPN)には約3～3.5倍に達している。

(2) どちらか片方の直線流路にリブを付けたもの（図5に示されるNS，PS，SNおよびSP)の内では，最もfが大きいのは，SPであり，ついでNS，SN，PSの順になっている。このように，リブパターンが同じでも，それを180°曲がり部の入口側の直線流路に付けるかあるいは出口側の直線流路に付けるかの違い，さらにはリブの傾斜方向の違いによって，fの大きさはかなり変化することがわかる。第1直線流路のみにリブを付ける場合には，PSよりはNSの方が，また第2直線流路のみにリブを付ける場合には，SNよりはSPの方がfが大きいこともわかる。

(3) 両方の直線流路にリブを取り付けた場合（図5のNP，NN，PPおよびPN)には，fが最大になるのはNPであり，以下順にNN, PPと続き，最も低いfを示すのはPNである。NPは，上記(2)に述べた内で最も高いfを示すSPと2番目に高いをf示すNSの組み合わせである。またPNは，最も低いfを与えるPSと次に低いfを与えるSNの組み合わせである。

以下に，fは，第1直線流路のみにリブをつける場合にはNSの方がPSよりも大きく，また第2直線流路のみにリブをつける場合にはSPの方がSNよりも大きいという結果が得られる理由について考察してみよう。その際に，流れの可視化実験結果を参考にする。流れの可視化は，本実

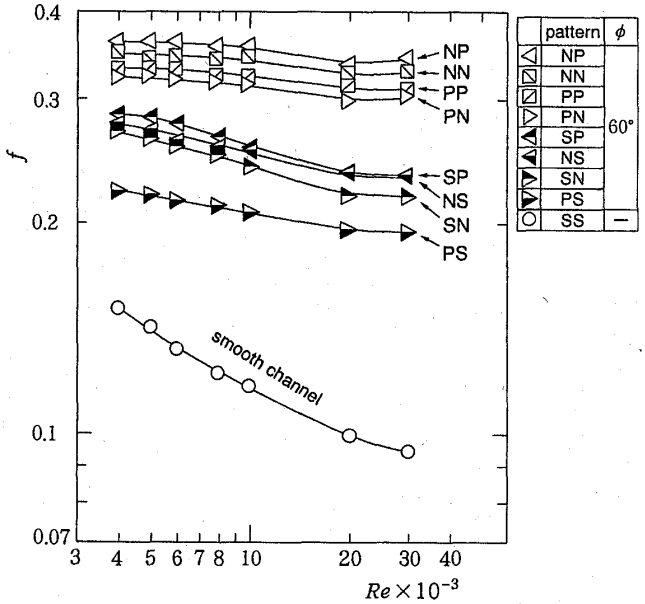


図6 fとReの関係に及ぼすリブパターンの組み合わせの影響（$\phi=60°$）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

験装置のテストセクション部分を透明なアクリル樹脂板で製作し，流れにパラフィンミストをトレーサーとして注入し，レーザー光シートを光源にして流路軸方向の各断面の流れを観察したものである。その際にリブは取りつけられていない。可視化実験はレイノルズ数が $Re=400$ というかなり低い場合について行われたが，それによって得られる二次流れなどの流れの基本的な形態は後に触れるように，レイノルズ数が大きい場合の流れとそれほど大きな違いはないと思われるので，その結果は流れの挙動を考える上で参考になる。図7はビデオ撮影された可視化結果を観察することにより得られる流れの様子をスケッチしたものである。曲がり部にはそこで発生する遠心力に起因して二次流れが生ずることはよく知られている。流路中央部にあって流速が比較的大きな主流にはより大きな遠心力が作用するため，中央部の流体は曲がりの外側に向かう。それゆえ，流路断面内には，図7(a)および(b)に示されるような一対の強い旋回流が曲がりの入り口付近から途中までの間に存在するようになる。一方，第1直線流路においても，傾斜して取り付けられたリブにより二次流れが形成される[(1),(4),(17)]。その旋回方向はリブ取り付け方向（N あるいは P）により決まる。本研究では，リブは左右の壁面に流路中央断面に対して対称に配置されているゆえ，それによって形成される二次流れは左右対称な一対の旋回流の形をとるものと考えられる。

第1直線流路のリブによる二次流れと曲がり部に生ずる二次流れの旋回方向は，リブパターンが PS の場合には一致し，NS の場合には反対になる。これが，f が PS の場合に低く，NS の場合に高い理由であると考えられる。

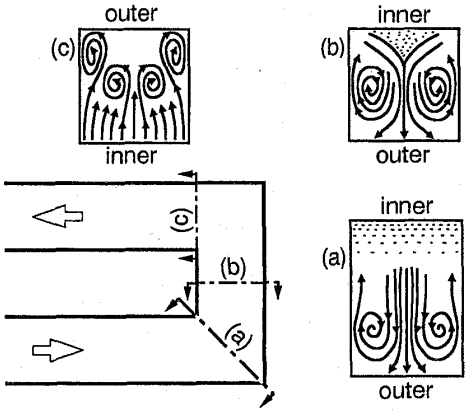


図7 曲がり部に生ずる二次流れ

曲がり部を出るときの流れの挙動は非常に複雑で，旋回流も1対ではなく図7(c)示すように2対（場合によってはそれ以上）生ずる。図7(c)は，$Re=400$ の場合の結果であるが，急激曲がり長方形断面管内の乱流を扱った $Re=25,000$ の場合の数値シミュレーションにおいても渦対が2個以上形成されることが示されている[(5),(8)]。曲がり部出口の流動状況は入口に比べると格段に複雑ではあるが，いずれの場合でも，左右の壁面には，downwash の他に，upwash（曲がりの内側から外側へ向かう流れ）が同時に存在することが示されている。upwash の方が downwash よりも強ければ，リブパターン SP の方が SN よりもより大きな壁面抵抗を与えることになろう。本実験結果において，SP の場合の f の方が SN の場合よりも大きくなっているのは，このような理由によることが考えられる。しかし，いずれにせよ，ここで述べていることはあくまでも推測であり，前記(2)に示された現象の機構を明らかにするためには，より詳細な流れの挙動をとらえる必要がある。

4.2 リブの取り付け角度が f に及ぼす影響

図8は，$Re=4,000$〜$30,000$ の範囲で，摩擦損失係数 f とレイノルズ数との関係に及ぼすリブ取り付け角度 ϕ の影響をプロットしたものである。図中，各 ϕ の値毎にリブパターンの組合せが

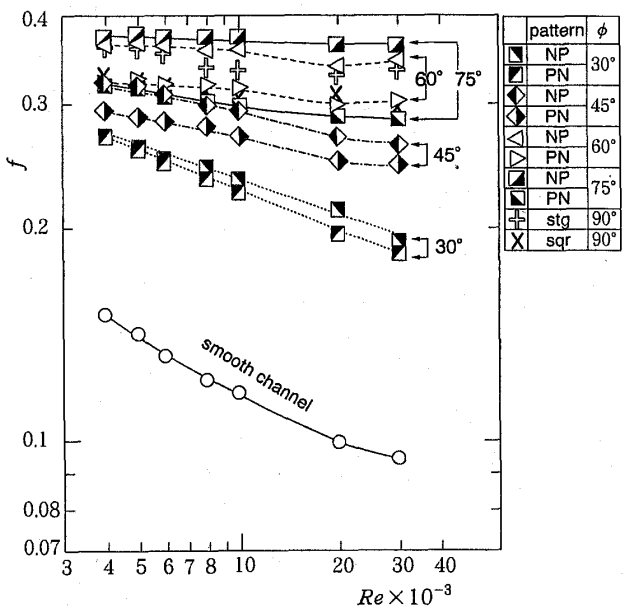


図8 f と Re の関係に及ぼす ϕ の影響

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

NPの場合とPNの場合のみをプロットしてある。他の二つの場合(NNおよびPP)の結果は，いずれのϕについても，NPとPNの場合の間に入ってしまうゆえ，図を見やすくする為にここではプロットを省略してある。図8より次のことがわかる。

(1) fは，Reの増大と共に，ϕが小さい時は比較的急に低下するが，ϕが大きい時はあまり低下しない。それゆえ，Reが小さいときは，ϕの違いによるfの変化はそれほど大きくはないが，Reが大きくなるとϕの違いはfに大きな変化を与える。

(2) リブの取り付け角度ϕを30°から次第に増やしてゆくと，$\phi=60°$までは，リブパターンの組合せNP，NN，PPおよびPN（図5参照）のいずれの場合にも，fは増大する。

(3) ϕがさらに増えて$\phi=75°$になると，NPの場合のfはさらに増大するがPNの場合には逆に減少する。

(4) $\phi=90°$（リブは流路軸に直角）になると，fの値は，千鳥配列（stg）および正方配列（sqr）いずれの場合にも，$\phi=60°$および75°の場合の組合せPNよりはいくらか高いが，NPよりも低くなる。このとき，千鳥配列の方が正方配列よりも高いfの値を与える。

(5) $\phi=30°$から75°のいずれのϕの場合においても，4つの組合せNP, NN, PPおよびPNのうち，fの値が最も高いのはNPであり，以下順にNN，PPおよびPNとなる。このことは，本実験で扱ったReの範囲内では，Reの値によらず成立する。すなわち，本実験範囲内では，ϕあるいはReによらず常にNPが最大のfを，PNが最小のfを与える。

図9は，$Re=30{,}000$の場合を例に採り，fのϕへの依存性をリブの組合せがNPとPNの場合について比較した結果である。図中の$\phi=0°$場合のデータプロットは，smooth管の場合の測定結果である。この図より，次のことがわかる。

(1) リブパターンの組合せがNPおよびPNのいずれの場合にも，fは，ϕの増大とともに次第に大きくなり，おおよそ$\phi=60°$〜75°あたりで最大になり，以後ϕの増加と共に低下する。すなわち，いずれの場合にも圧力損失を最大にするリブ取り付け角度が存在する。

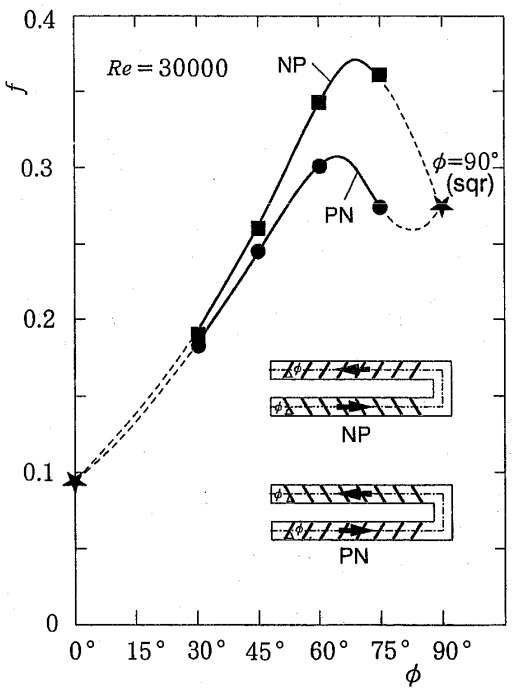


図9 NPとPNの違いがfとϕの関係に及ぼす影響（$Re=30{,}000$）

(2) 本実験では，$\phi=75°$と$\phi=90°$の間については圧力損失の測定は行われていないが，NPおよびPNの圧力損失は，$\phi=90°$で一致するはず故，その間のfの変化は図中の破線で示されるような経過を経るものと考えられる。その結果，組合せPNの場合のfの挙動はN字形の変化を示し非常に複雑なものとなる。

(3) ここに示された例(NPとPN)からもわかるように，第1直線流路と第2直線流路に配置するリブパターンの組合せによりfの大きさはかなりの影響を受けることがある。たとえば，$\phi=75°$の場合には，NPの場合のfはPNの場合の約1.3倍である。

4.3 リブパターンの組合せが熱伝達率に及ぼす影響

図10に，リブパターンの組合せがPNで，$Re=30{,}000$におけるright壁面上の流れ方向局所ヌセルト数分布の測定結果例を示す。なお，横軸は流れ方向位置を等価直径で規格化した値z/d_eを，また縦軸は局所ヌセルト数Nuを流れ場・温度場共に完全に発達した乱流のヌセルト数Nu_∞:

$$Nu_\infty=0.022Re^{0.8}Pr^{0.5} \tag{11}$$

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

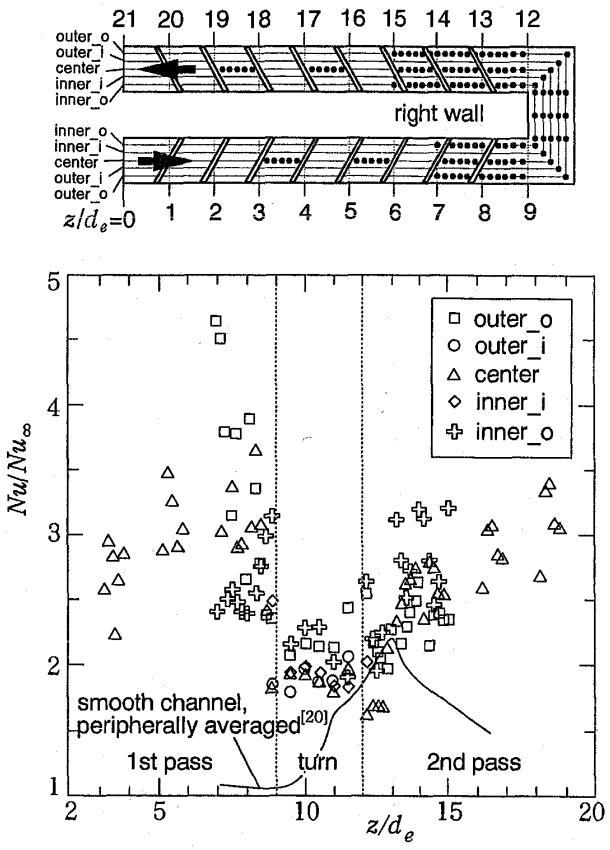


図 10 right 壁面局所ヌセルト数の測定結果例
($\phi=60°$, $Re=30,000$, 組み合わせ PN)

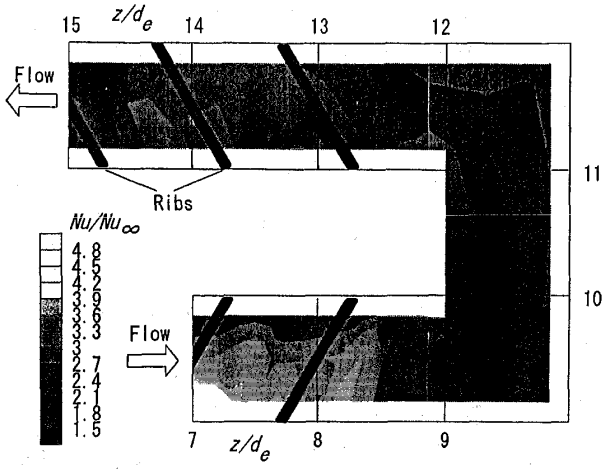


図 11 right 壁面局所ヌセルト数の面分布
($\phi=60°$, $Re=30,000$, 組み合わせ PN)

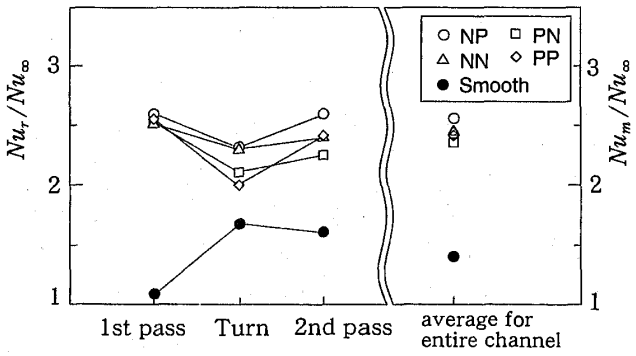


図 12 各セクション毎および流路全体の平均熱伝達率に及ぼすリブ配列の影響
($\phi=60°$, $Re=30,000$)

で規格化した値を示す[21]。図中の実線は，平滑曲がり管の周方向平均ヌセルト数の分布を示す。また，right 壁面上の熱電対とリブの位置関係は，図中の上部に示されている。Nu/Nu_∞ の値は，right 壁面全体に渡り平滑曲がり管の場合(図中の実線)よりもかなり高い熱伝達率を示しており，リブが流路内の熱伝達率向上に大きな影響を及ぼすことがわかる。壁面中央に沿った値（△）の分布は，第 1 直線流路および第 2 直線流路のいずれにおいても各リブ間で極大値をとる。これは，リブによって流れの剥離および再付着が生じていることを示している。また，第 1 直線流路における outer 壁寄りの熱伝達率（□）は，inner 壁寄りの熱伝達率（✚）よりも高い値を示す。これは，傾斜したリブに沿って outer 壁側から inner 壁側へ向かう流れ（二次流れ）が生じているためである。第 2 直線流路においては，逆に inner 壁寄りのデータ（✚）の方が，outer 壁寄りのデータ（□）よりも高い値を示す。これもリブの取り付け角度の向きが，第 2 直線流路内では第 1 直線流路内と逆向きであり，それによって生ずる二次流れの向きも逆になるためと考えられる。また，全般的に Nu/Nu_∞ の値は第 2 直線流路に比べ，第 1 直線流路における方が大きいが，これは先の 4.1 節においても述べたように，曲がり部内および直線流路内に生ずる二次流れの干渉によるものと考えられる。

図 11 は，図 10 に示されているヌセルト数分布を濃淡による面分布(ヌセルト数は淡色ほど高い)の形で表示しなおしたものである。これより全般的に伝熱は，第 1 直線流路で良好であるが，曲がり部で低下し，第 2 直線流路に入ってリブが取り付けられている位置から再び良くなる傾向があることが分かる。また，第 1 直線流路では outer 壁側に，また第 2 直線流路では inner 壁側にヌセルト数が高くなる部分が存在することが示されている。これは，既に述べたように，リブに沿う流れの存在（二次流れ）によるものと考えられる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

図12に，$\phi=60°$，$Re=30,000$ の場合の，各セクション（第1直線流路，曲がり部および第2直線流路）それぞれにおける平均ヌセルト数を示す。第1直線流路においては，各リブパターン毎のヌセルト数は互いにほぼ一致する。これは，リブ取り付け方向が異なる（例えばNPとPNのように）と直線流路に生じる二次流れの回転方向も異なるのではあるが，周方向の平均値には変化が現れないからである。一方，曲がり部(turn)および第2直線流路（2nd pass）においては，平均ヌセルト数は各パターン毎に異なった値をとる。特に，第2直線流路においては組合せNP(○)が最も高いヌセルト数を与え，PN(□)が最も低いヌセルト数を与えることが示されている。曲がり部と直線部それぞれの流路内壁の面積を比べると，直線部の方がはるかに大きい（約6倍）ゆえ，直線部の熱伝達率の良し悪しが流路全体の伝熱性能を支配する。第1直線流路のヌセルト数は，先に述べたように，リブパターンがPであるかNであるかに依らずほとんど同じであるから，冷却流路全体の伝熱性能の大勢は，結局は第2直線流路の性能によって左右されることになる。図12の右側に示されている流路全体の平均ヌセルト数の大小が，第2直線流路におけるのとの全く同じ傾向（すなわち，NPおよびPNがそれぞれ最高および最低のヌセルト数を与える）であるのはまさにこの理由による。

流路全体の平均ヌセルト数は，圧力損失の結果と同様に，組合せNP(○)の場合が最大で，以下順にNN（△），PP（◇）と続き，PN（□）で最小となる。流路全体の平均ヌセルト数は，NPおよびPNいずれの場合にも，平滑曲がり管（●）の場合に比べ上昇し，さらにNPの場合のヌセルト数の上昇はPNの場合の約1.23倍であることがわかる。

5．結　論

2本のリブ付き直線流路とそれらを結ぶ180°急激曲がり部とからなる正方形断面冷却流路について，それぞれの直線流路におけるリブパターンを系統的に変えて，圧力損失特性および熱伝達特性を詳細に測定した。その結果，リブによって生ずる二次流れと曲がり部に誘起される二次流れとの干渉に起因する幾つかの現象が見出された。具体的には，本実験範囲内において，以下の事がらが明らかにされた。

(1) 入口側直線流路と出口側直線流路のどちらか片方にリブを付ける場合(図5のNS，PS，SNおよびSP)には，リブパターンの違い，あるいはリブパターンが同じでもそれを入り口側直線流路に付けるかあるいは出口側直線流路に付けるかの違いによって，圧力損失の大きさはかなり異なる。最も圧力損失が大きいのは，SPであり，ついでNS，SN，PSの順となる。また，第1直線流路のみにリブを付ける場合には，PSよりはNSの方が，また第2直線流路のみにリブを付ける場合には，SNよりはSPの方が圧力損失が大きい。

(2) 両方の直線流路にリブを取り付ける場合（図5のNP，NN，PPおよびPN)には，リブ取り付け角度 ϕ あるいはレイノルズ数によらず，圧力損失が最大になるのはNPであり，以下順にNN，PPと続き，最も低い圧力損失を示すのはPNである。

(3) 圧力損失を最大にするリブ取り付け角度が存在し，その値はおおよそ60°～75°である。

(4) 第1直線流路の平均ヌセルト数の値は，リブパターンがPかNかにはよらないが，曲がり部および第2直線流路の平均ヌセルト数はいずれも，二次流れの干渉があるために，リブパターンの組合せによって異なった値をとる。特に，第2直線流路においてはNPが最も高い平均ヌセルト数を与え，PNが最も低い平均ヌセルト数を与える。

(5) 流路全体の伝熱性能は，第2直線流路の伝熱性能によって左右される。

(6) 圧力損失の結果と同様に，流路全体の平均ヌセルト数は，組合せNPの場合に最大値を示し，PNの場合に最小値を示す。

本研究を行なうにあたり，テストセクションの製作および実験の遂行に御協力を下さった東京農工大学工学部機械システム工学科の立原和彦君に感謝致します。

記号表

a ＝流路断面一辺の長さ

A_c ＝流路断面積＝a^2

A_h ＝全伝熱面積

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

C_p ＝空気の定圧比熱
d_e ＝等価直径＝a
e ＝リブ高さ
f ＝摩擦損失係数，式(2)
h ＝局所熱伝達率，式(5)
h_r ＝部分平均熱伝達率，式(6)
h_m ＝流路平均熱伝達率，式(7)
k ＝空気の熱伝導率
L ＝全流路長さ
$\dot{M}$ ＝空気質量流量
Nu ＝ヌセルト数
P ＝リブピッチ
Pr ＝空気のプラントル数
Δp ＝テストセクションの圧力降下
$\dot{q}_w$ ＝熱流束
Re ＝レイノルズ数，式(1)
T_b ＝局所空気混合平均温度
T_{in} ＝入口空気温度
T_{out}＝出口空気温度
T_w ＝壁温
u_m ＝平均流速＝$\dot{V}/A_c$
$\dot{V}$ ＝体積流量
z ＝流路中心に沿った距離
ρ ＝空気の密度
ν ＝空気の動粘性係数

参考文献

(1) Han, J. C., Prak, J. S. and Lei, C. K., 1985, "Heat Transfer Enhancement in Channels with Turbulence Promoters," ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 107, pp. 628-635.

(2) Chandra, P. R., Han, J. C. and Lau, S. C., 1988, "Effect of Rib Angle on Local Heat/Mass Transfer Distribution in a Two-Pass Rib-Roughened Channel," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 110, pp.233-241.

(3) Metzger, D. E., Fan, C. S. and Plevich, C. W., 1988, "Effects of Transverse Rib Roughness on Heat Transfer and Pressure Losses in Rectangular Ducts with Sharp 180 Degree Turns,"AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-88-0166

(4) Han, J. C., Chandra, P. R. and Lau, S. C., 1988, "Local Heat/Mass Transfer Distributions Around Sharp 180 deg Turns in Two-Pass Smooth and Rib-Roughened Channels," ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 110, pp. 91-98.

(5) Choi, Y. D. Iacovides, H. and Launder, B. E., 1989, "Numerical Computation of Turbulent Flow in a Square-Sectioned 180-Deg Bend", ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 111, pp. 59-68.

(6) Chyu, M. K., 1991, "Regional Heat Transfer and Pressure Drop in Two-Pass and Three-Pass Flow Passages with 180-Degree Sharp Turns," ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 113, pp. 63-70.

(7) Han, J. C. and Zhang, P., 1991, "Effect of Rib-Angle Orientation on Local Mass Transfer Distribution in a Three-Pass Rib-Roughened Channel," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 113, pp. 123-130.

(8) Besserman, D. L. and Tranrikut, S., 1992. "Comparison of Heat Transfer Measurements with Computations for Turbulent Flow Around a 180 deg Bend," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114, pp. 865-871.

(9) Han, J. C., Zhang, Y. M., and Lee, C. P., 1992, "Influence of Surface Heat Flux Ratio on Heat Transfer Augmentation in Square Channels with Parallel, Crossed, and V-Shaped Angled Ribs," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114, pp. 872-880.

(10) Jonhson, B. V., Wagner, J. H., Steuber, G. D., and Yeh, F. C., 1993, "Heat Transfer in Rotating Serpentine Passages with Selected Model Orientations for Smooth or Skewed Trip Walls," ASME Paper No. 93-GT-305.

(11) Prakash, C., and Zerkle, R., 1993, "Prediction of Turbulent Flow and Heat Transfer in a Ribbed Rectangular Duct with and without Rotation," ASME Paper No. 93-GT-208.

(12) Zhang, Y. M., Han, J. C., Parsons, J. A., and Lee, C. P., 1993, "Surface Heating Effect on Local Heat Transfer in a Rotating Two-Pass Square Channel with 60°Angled Rib Turbulators," ASME Paper No. 93-GT-336.

(13) Johson, B. V., Wagner, J. H., Steuber, G. D., and Yeh, F. C., 1994, "Heat Transfer in Rotating Serpentine Passages with Trips Skewed to the Flow," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 116, pp. 113-123.

(14) Taslim, M. E., Li, T., and Kercher, D. M., 1994, "Experimental Heat Transfer and Friction in Channels Roughened with Angled, V-Shaped and Discrete Ribs on Two Opposite Walls," ASME Paper No. 94-GT-163.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

(15) Sathyamurthy, P. S., Karki, K. C., and Patankar, S. V., 1994, "Prediction of Turbulent Flow and Heat Transfer in a Rotating Square Duct with a 180 Deg. Bend," ASME Paper No. 94-GT-197.

(16) Ekkad, S. V., and Han, J. C., 1994, "Local Heat Transfer Measurements Near a Sharp 180° Turn of a Two-Pass Smooth Square Channel with a Transient Liquid Crystal Image Technique," Proc. of Fifth International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC-5) 7 Vol. A, pp. 701-716.

(17) Fann, S., Yang, W. J., and Zhang, N., 1994, "Local Heat Transfer in a Rotating Serpentine Passage with Rib-Roughened Surfaces," Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 37, No. 2, pp. 217-228.

(18) Zhang, Y. M., Gu, W. Z., and Han, J. C., 1994, "Heat Transfer and Friction in Rectangular Channels with Ribbed or Ribbed-Grooved Walls," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 116, pp. 58-65.

(19) Lau, S. C., Russell, L. M., Thurman., D. R., and Hippensteele, S. A., 1994, "Visualization of local Heat Transfer in Serpentine Channels with Liquid Crystals," Proc. of Fifth International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC-5), Vol. A, pp. 411-423.

(20) Murata, A., Mochizuki, S. and Fukunaga, M., 1994, "Detailed Measurement of Local Heat Transfer in a Square-Cross-Section Duct with a Sharp 180-Deg Turn", International Heat Transfer Conf., Brighton, U. K., Vol. 4, pp.219-224

(21) Kays, W. M. and Crawford, M. E., 1980, Convective Heat and Mass Transfer (2nd ed.), p.260, McGraw-Hill, New York

(22) Measurement Uncertainty, 1986, Supplement to ASME, Performance Test Codes ANSI / ASME PTC 19. 1-1985, The American Society of Mechanical Engineers, New York, N. Y.

(23) Incropera, F. P. and De Witt, D. P., 1990. Fundamentals of Heat Transfer, Third Edition, John Wiley & Sons, p. 474

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

技術論文

低 NOx 予混合燃焼器のエンジン搭載試験

航空宇宙技術研究所　林　茂
〃　山田秀志
〃　下平一雄

Abstract

The design and on-engine testing of a lean-premixed, low-NOx combustor for a simple cycle, single shaft, 250-kW gas turbine engine of a pressure ratio of 8 are discussed. A variable geometry system composed of butterfly air valves was used to control the split of air between combustion and dilution. Fuel was staged to a non-premixed pilot burner and a premixed main burner. The NOx emissions with natural gas fueling were found to be less than 20ppm (at 16% O_2) at full load conditions with combustion efficiencies higher than 99.8%. Results from early high-pressure rig tests of the combustor hardware are also presented.

1．まえがき

産業用ガスタービンからの大気汚染物質の排出については日本，米国，ドイツ連邦等において規制が行われている。わが国では，1987年，大気汚染防止法の施行規制にともない定置用ガスタービンが同法に定めるばい煙発生施設に追加され，燃料消費が一定量を超える常用ガスタービンについてNOx，SOx，ばいじんの排出基準が定められた。規制対象成分のなかでNOxについては，大気中の二酸化窒素に関する環境基準が達成できていない自治体などでは，上記の大気汚染防止法による排出基準よりもかなり厳しい指導基準を独自に定めている。また，電力会社の大規模複合サイクル発電設備の新設に際しては，地域協定によってさらに低い排出が求められている。

燃費低減に直結する作動サイクルの高温・高圧化は，いずれも燃焼器におけるNOxの生成を増大させる方向にはたらくので，ガスタービンを用いたコージェネレーションや複合サイクル発電の一層の普及には，従来以上に低NOx燃焼技術が重要になると予想される。

現在，低NOx燃焼技術開発の中心は，いわゆるドライな低NOx燃焼器，特に希薄予混合燃焼器に移っている。わが国では，政府の石油代替の推進や総量規制にみられる厳しい排出基準などのために，常用の定置用ガスタービンの燃料としては天然ガスが広く使用されている。天然ガスは燃焼用空気との混合が容易で，また主成分は自発点火しにくいメタンであるため，液体燃料の希薄予混合燃焼では低NOx排出の鍵をにぎる混合気形成は，この燃料の場合，それほど重要ではない。したがって，天然ガス燃焼の定置用ガスタービン燃焼器への希薄予混合燃焼の適用における最重要課題は，低NOx排出と高燃焼効率(未燃焼成分の低排出）との両立をどのように図るかという点である。始動から最大負荷までの作動範囲で燃焼を安定に維持し，所要の負荷範囲にわたってNOxと未燃焼成分の排出を同時に抑制するためには，複数の燃焼領域やマルチバーナを用いる燃料ステージング，可変機構による燃焼器の空気量配分制御，圧縮機入口案内翼による空気流量制御など，燃焼領域の燃焼温度いいかえれば当量比を制御する手段が不可欠である。

希薄予混合燃焼を採用した低NOx燃焼器については，著者らも研究を行ってきているが，多くは大気圧試験，あるいはガスタービンの代表的な作動温度・圧力条件での要素試験での性能評価に留まっている。実エンジンに希薄予混合燃焼器を適用する際の問題を明確にし，その解決を真剣に考えるためには，実際にエンジンに搭載し，始動や負荷上昇・降下など動的な試験を含めた評価試験を行うことが必要であると常々考えてきた。小型ではあるが，ようやく試験用ガスタービンが導

(平成6年9月27日原稿受付)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

入でき，実証運転研究が始められる状況が整ったので，その第一段階として，可変機構を備えたガス燃焼予混合希薄燃焼器を試作し，搭載試験を行った。この報告ではその燃焼器の設計，搭載試験に先だって行った実圧実温の要素試験，およびエンジン搭載試験について述べる。

2．小型ガスタービンの低 NOx 化の困難さ

低 NOx 排出が排気脱硝に係わる設備費や運転コストの削減，総量規制のもとでの発電容量の拡大など，大きな経済的メリットをもたらす大型コンバインド発電設備用のガスタービンの分野では，低 NOx 燃焼技術の研究開発への投資が盛んで，25 ppm（15% O_2）あるいは，それ以下の NOx 排出レベルをめざした燃焼器開発が進められてきている[1]。たとえば，ABB 社では，独特な形態の予混合燃焼バーナ（EV バーナ）の改良を進め，これを多数取り付けたサイロ型燃焼器により実用機で 25 ppm（15% O_2）のレベルを達成している[2],[3]。このバーナでは，2 個の板金製半円錐が偏心して組み合わされ，それらの隙間から内壁面に沿って流入する燃焼用空気に，隙間入り口に沿った多数の孔からガス燃料が噴射される。円錐内壁面に沿って旋回しながら出口に向かう間に燃料と空気との混合が進み，円錐出口部の近くにできるボルテックスブレークダウン域に予混合火炎が保持されるという。また，Siemens 社の低 NOx 燃焼器は，スワーラ通路入り口において燃料が流入空気中に噴射される複数個（6～8 個）の予混合バーナを用いている[4]。複数のバーナによる燃料ステージングとセラミックタイル貼り燃焼筒の壁面に設けたリングシャッタによる二次空気流量の制御とにより燃焼領域の当量比が最適に制御される。これらの燃焼器は，ともに，燃焼室の容積が大きいために燃焼器内の滞留時間を十分長くとれること，燃焼器壁面を非冷却としていることなど，壁面近傍での未燃焼成分の発生が抑制される一方，タービン入口温度が比較的高い（1200°C）ために燃焼器内下流域での CO の酸化が容易なことなど，都合の良い条件が整い，未燃焼成分の増加なしに NOx の著しい低減が実現されている。

一方，この研究で使用したような小型ガスタービンでは，燃焼器の直径が小さいために壁面冷却空気による未燃焼成分の発生が相対的に多くなるだけでなく，タービン入口温度が低い（900°C 程度）ために燃焼領域で発生した CO や未燃焼成分は，その下流でほとんど酸化されずに排出されてしまうという問題がある。不完全燃焼ガスに含まれる CO や未燃焼炭化水素は，900°C 程度ではなかなか反応が進まないが，1200°C になると実用的な滞留時間（燃焼器長さ）において完全酸化することが，触媒燃焼実験におけるメタン・空気希薄混合気の触媒層下流の気相反応開始温度条件に関するデータで裏付けられている[5],[6]。未燃焼成分の排出は，大気保全の点からはもちろん，燃費の点からも抑制しなければならないのは当然で，このことからすれば，希薄予混合燃焼による NOx を含めた大気汚染物質の排出抑制は，小型のガスタービンのほうが大型の高温ガスタービンよりもずっと難しいということになる。

3．燃焼器の設計

搭載試験に用いた燃焼器の構造を図 1 に示す。この燃焼器の設計には，要素試験におけるパイロットバーナの点火・保炎についての性能確認試験の結果や，空気量配分や燃料の配分比などと燃焼・排気性能との関係のデータ[7],[8] を反映させた。この燃焼器は，非予混合燃料噴射のパイロットバーナと希薄予混合気噴射のメインバーナの二段で構成され，メインバーナへの予混合気用空気と希釈空気の流量配分が可変である。

パイロットバーナのスワーラの形状は，希薄燃焼時において NOx と未燃焼成分の排出がともに低いことが確認されている二重スワーラバーナ[9] のスワーラ内側通路部と同一である。燃料は通路を流れる旋回空気流中に多孔ノズル（孔径 3 mm ×8 個，噴射角 60°）から噴射される。

メインバーナでは，空気は燃焼器ライナに平行に配置された 4 本の空気ダクトを通り，曲がり部を経て，燃焼器ヘッド部の環状空間に接線方向に流入する。それぞれの空気管には流量制御機構としてバタフライ弁が設けられている。環状空間の壁面にあけられた 90 個の燃料噴射孔（孔径 1 mm）から燃料が噴射され，予混合気が環状通路から燃焼器内に旋回しながら噴出する。この予混合気噴流の旋回は，パイロットバーナの空気噴流の旋回と同方向である。希釈空気は，一部は標準型燃焼器と同じようにライナ壁にあけられた 4 個の

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

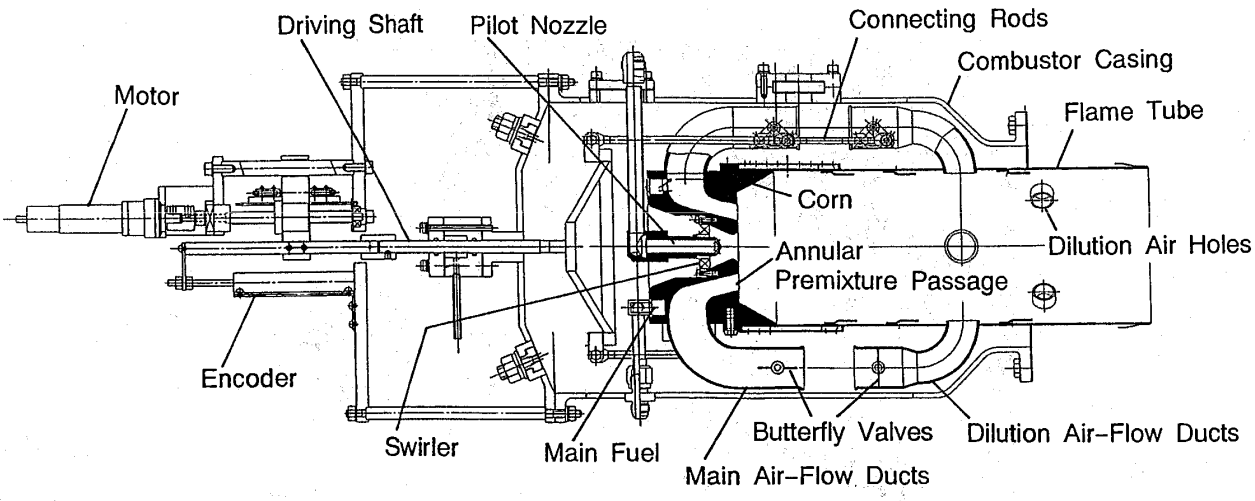


図1 試作燃焼器（エンジン搭載モデル）

固定希釈空気孔から，残りはバタフライ弁を備えた4本の希釈空気ダクトから燃焼室に流入する。固定希釈孔は試験用ガスタービンの標準燃焼器のとほぼ同じ位置にあるが(図5参照)，希釈空気ダクトにつながる空気孔はケーシングの寸法の制約から上流側に寄せた。

燃焼器ケーシングの直径は，エンジンの燃焼器ケーシング取り付け座の寸法，その周囲にある既存の配管や補機の空間的な制約の中でできるだけ大きくした。燃焼器ライナの出口端部は，エンジン本体のスクロールをそのまま利用するために元の燃焼器と同じ形状・寸法（直径126 mm）とした。燃焼室の長さもほぼ同じである。下流寄りの燃焼室壁面には通常の膜冷却を適用したが，バーナヘッド寄りの燃焼器ライナの壁面には，膜冷却に代えてインピンジメント冷却を適用し，冷却空気による壁面近傍の消炎作用を小さくすることをねらった。この部分の壁面冷却に供された空気はそのすぐ下流の壁面上に膜を形成するようにした。

メインバーナの空気ダクトと希釈空気ダクトのバタフライ弁は，一方が全開の時に他方は全閉となるような位置関係にリンクで連結され，それらの開度は，サーボモータ/ボールネジ機構によって動く駆動軸を介して連続的に調整されるようにした。

4．要素試験およびエンジン搭載試験の方法

4.1 要素試験

この試験では，燃焼器ライナ周りの空気流れをエンジン搭載時の状態にできるだけ合わせるために逆流型燃焼空気ダクトにケーシングおよび燃焼器を取り付けた。その構造の詳細は文献8に記してあるので，ここでは省略する。

試験では，燃焼器入口空気温度と燃焼器ライナ代表流速（出口断面基準）は，それぞれ，試験用ガスタービンの定格負荷における値，すなわち600 Kおよび40 m/sに合わせた。圧力については，定格負荷での0.78 MPaのほか，0.4 MPaでも試験した。当量比は，試験用ガスタービンのアイドリングから定格負荷に対応する当量比範囲(0.12-0.24)より広い0.05-0.27の範囲で変化させた。燃料は天然ガスで，パイロット・メインの各バーナには流量計と電動制御バルブを備えた2系統から供給した。それらの燃料流量とバタフライ弁の開度の制御には，燃料・空気流量配分制御装置を使用した。

ガス分析においては，計測部ダクトに設けた水冷X形多点ガス採取プローブにより燃焼ガスを外部に導き，大気圧にまで膨張させ，その一部を加熱導管により連続ガス分析計に導入した。測定成分はCO，CO_2，HC，NO，NO_2，O_2である。燃焼効率はガス分析による組成から計算した残存エンタルピーの値に基づいて算出した。

燃焼器の耐久性に関係する燃焼器ライナおよびヘッドの壁面温度はK型シース熱電対を用いて測定した。壁面に孔をあけて熱電対の先端をそこに挿入し，溶接して取り付けた。壁面温度の測定結果は，標準型の燃焼器ライナの測定結果と比較した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

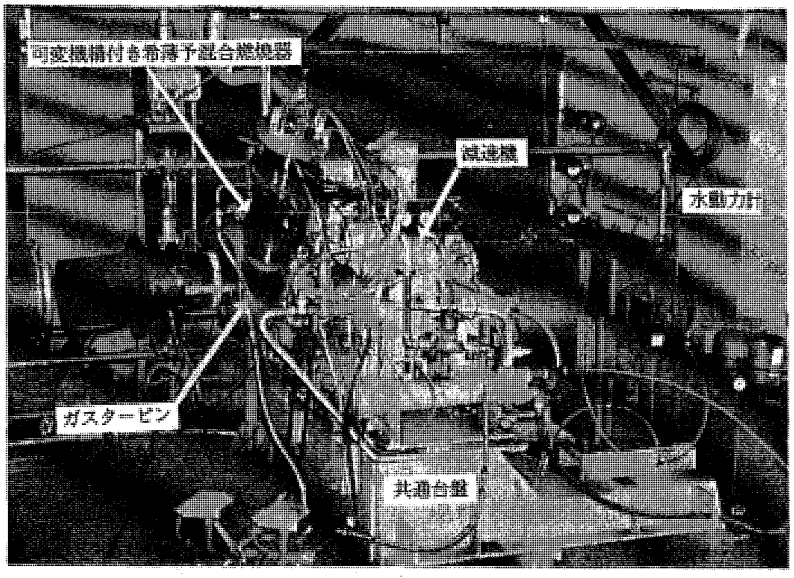


図2 ガスタービン排気性能試験装置

4.2 エンジン搭載試験

試験に使用したガスタービンはヤンマーディゼル株式会社製 AT 36 C で，その出力は減速機を介して連結され水動力計（Froude 社製）で吸収させた。このエンジンの主要諸元を表1に示す。図2は試作した可変機構付き予混合燃焼器を搭載した試験用ガスタービン装置の写真である。

燃料の供給には，要素試験で使用した燃料供給系統を使用した。パイロットバーナの燃料流量の制御には，このエンジンに装備されているガバナの調量弁を使用し，メインバーナの燃料流量の調整には要素試験で使用した燃料・空気流量配分制御装置を使用した。バタフライ弁の開度の制御は，可変抵抗器によりサーボーモータに与える電圧の大きさを変えることによった。試験装置の詳細は文献6に記してある。

表1 エンジンの主要諸元

形式	単純開放一軸式
圧縮機	一段遠心式
燃焼器	単筒缶形
タービン	二段軸流式
定格出力	257 kW(15℃) 199 kW(40℃)
空気流量	1.82 kg/s(40℃)
燃焼器入口圧力	0.79 MPa
燃焼器入口温度	600 K
タービン入口温度	1143 K
当量比	0.12～0.24
燃料	メタンガス

5．試験結果

5.1 要素試験の結果

要素試験においては，排出測定データを検討しながら燃焼器ライナの固定希釈孔の大きさを変更したり，ライナとバーナヘッドとの接続部に Corn（図1）を取り付けるなどの変更を行った。最終モデルの燃焼器による NOx 排出指数 EI（NOx）と燃焼効率の当量比 ϕ_0（全空気流量と全燃料流量から算出した当量比）に対する変化の例を図3に示す。燃焼器入口空気温度・圧力・代表流速は，エンジンの定格負荷での値にほぼ合っている。この図で，データ点に添えられた VP に続く数値は，

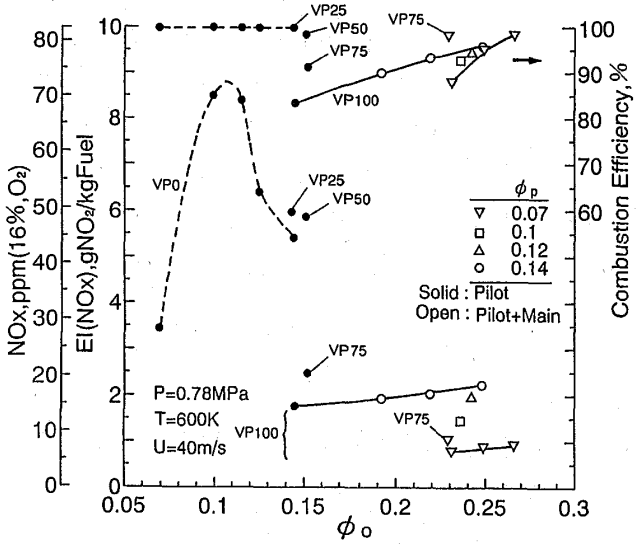


図3 要素試験による排出特性試験の結果の例

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

メインバーナ空気ダクトのバタフライ弁の開度をパーセントで表示したものである。また，実験パラメータの一つである ϕ_P はパイロットバーナへの燃料流量と全空気流量との比を理論燃空比で除した値で，ϕ_0 と比べることによってパイロットバーナへの燃料配分割合がわかる。

図3には空気バルブ全閉としたパイロットバーナ単独燃焼時のEI（NOx）が ϕ_0 に対して描かれている。当量比に対する急激な変化が特徴的で，パイロットバーナの当量比がほぼ1と推定される $\phi_0=0.11$ でEI(NOx)は9 g/kgのピークに達した。燃焼効率は試験した広い範囲でほとんど100%で，最も希薄な条件では30 ppm以下のNOx濃度が得られていた。要素試験段階で試験した別の燃焼器モデルによる実験では，もう少し希薄な条件でもデータが採られていて，完全燃焼のもとに20-25 ppmのNOx濃度が確認されていることから，このバーナを数個備えて燃料ステージングを行えば，実エンジンの定格負荷において30 ppmを下まわる排出レベルが実現できると考えられる。

図3では，パイロットバーナ単独作動において，当量比0.14付近で空気ダクトのバタフライ弁の開度を全閉（VP 0）から全開（VP 100）まで変化させると，NOx濃度は約45 ppmから15 ppmへと減ったが，燃焼効率は80%にまで下がっている。燃料流量が一定に保たれているのに ϕ_0 がバタフライ弁の開度変化にともなって変化しているのは，バタフライ弁の流量係数が開度に依存するためである。メインバーナの燃料流量を増やすと燃焼効率は上昇した。空気量をVP 100からVP 75へ絞り，同時にパイロットバーナ燃料の流量を $\phi_P=0.14$ から0.07へ絞ると燃焼効率は99%以上に上昇し，NOx濃度は10 ppm以下の値まで下がった。$\phi_P=0.07$ のときに空気バルブを全開にすると，メインの空気によりパイロットバーナ火炎が影響を受け，燃焼効率はVP 75の時に比べてかなり低くなった。VP 100のときには，出口ガス温度がエンジンの定格時のタービン入口ガス温度を超える温度で99%以上の燃焼効率と8 ppmのNOx濃度が得られた。このことは，タービン入り口温度が高いほうが，未燃焼成分が出にくく，また，NOx濃度の増加は小さいので，高い燃焼効率と低NOx化の両立が容易であることを示している。これらの実験結果は，未燃焼成分の排出増，あるいはそれによる燃焼効率の低下が，希薄予混合燃焼のNOxの低減を著しく制約することを示している。燃焼器入口空気と燃焼ガスの温度が相対的に低い小型ガスタービンの低NOx化の困難さは，まさにこの点にある。

5.2 搭載試験の結果

メインバーナをどの負荷から作動させるか，また，空気バルブ開度とパイロットバーナの燃料流量を，それぞれ，負荷に対してどのように制御するかによって負荷に対するNOx排出と燃焼効率は様々に変化する。図4に示すNOx排出レベルと燃焼効率の変化は，パイロットバーナで起動後，メインバーナのバタフライ弁を全開に保ったまま燃料を増やして100 kW負荷に至り，その後，メインバーナへも燃料を供給し，その流量を増やして定格負荷に達した運転パターンで測定されたものである。この場合，100 kWでの燃焼効率は98%にとどまったが，これは，メインバーナの環状通路から噴出する多量の空気のためにパイロットバーナの火炎が冷やされ，消炎されたためである。

負荷を100 kWに維持してメインバーナに燃料を供給すると，ガバナーの働きによりパイロットバーナの燃料流量が絞られる。これに対応してNOx濃度はかなり下がったが，メインバーナの

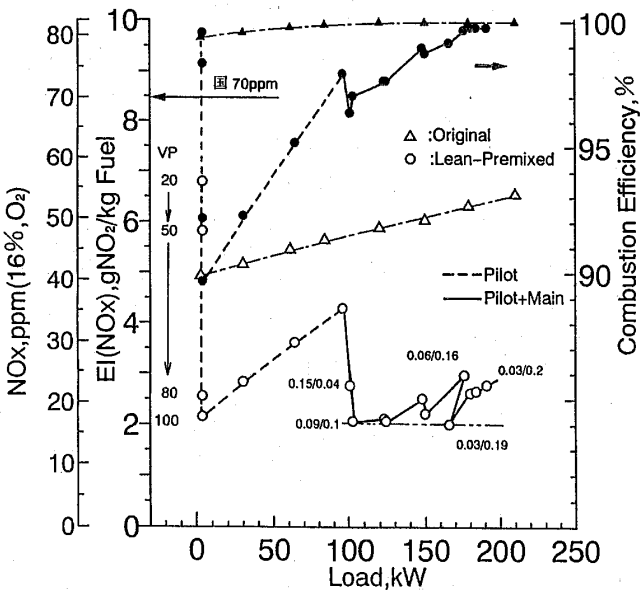


図4 エンジン搭載試験による排出特性試験の結果の例

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

予混合気が薄すぎるために燃焼効率は2ポイント低下した。このあと負荷を増すとガバナの働きによって調量弁の開度が増大し，パイロットバーナへの燃料流量が増え，NOx 濃度は上昇した。ここで燃料・空気流量配分制御装置によりメインバーナへの燃料流量を増やすと，ガバナーは調量弁の開度を減らし，パイロットバーナの燃料流量が絞られ，その結果，NOx 濃度はほぼ元のレベルまで減少した。このように負荷とメインバーナ燃料を段階的に繰り返し増加させると，それに対応してNOx 濃度は出力に対して鋸歯状に変化した。この鋸歯の形状は，それぞれのバーナの燃料流量の配分や空気流量の配分や負荷増加等のスケジュールなどによって変化する。この図において，NOx 濃度を表すデータ点に添えられた一対の数字は，全空気流量に対するそれぞれのバーナへの燃料流量の比率を理論燃空比で除した値である。したがって，それらはパイロットバーナとメインバーナへの燃料流量の比率を表すと同時に，それらの和は全体当量比を表す。例えば，0.03/0.20 の点では，全体当量比は 0.23 で，パイロット・メインバーナの燃料流量比は 3:20 であると読む。パイロットバーナ燃料が絞り込まれた状態では，NOx 濃度は，負荷によらず，ほぼ 17 ppm に保たれた。燃料効率は，負荷の増大に対してほぼ連続的に上昇し，この試験を行った時の吸気温度（40°C）での最大出力（約 180 kW）では 99.8%以上に達した。ところで，図において 0.06/0.16 のデータ点と 0.03/0.19 の点の比較において，燃料流量は変化していないのに出力が減少しているように見えるが，表示されている数値は四捨五入された概数であるので，燃料流量が等しいとは限らない。

パイロットバーナの燃料流量を最小流量に固定し，メインバーナの燃料流量をガバナ連動の調量弁で制御すれば，NOx 濃度は図に記入された二点鎖線で表されるほぼ一定な排出レベルに抑制されるであろうことが期待される。この際，バタフライ弁の開度をメインバーナの燃料流量に連動させれば，部分負荷での燃焼効率は，当然改善されるはずである。

図4には，比較のために標準型（Original）の燃焼器による NOx 濃度と燃焼効率も示されている。最大出力はタービン入り口ガス温度で制限されており，標準型と希薄予混合型との差は，試験時の吸気温度の違いによるものである。最大定格負荷での希薄予混合燃焼器の NOx 排出は，標準型燃焼器の約 1/3 のレベルまで低減できることが明らかになった。この排出レベルは，このクラスのエンジンに適用される東京都の指導基準値，36 ppm（16% O_2 換算値）はもちろん，出力 2000 kW 以上のエンジンに適用される基準値 24 ppm（同）よりも低い。要素試験において達成された最も低いレベルは 10 ppm 以下であるので，一層の低減の可能性は残っている。エンジン搭載試験と要素試験におけるこの排出レベルの差異の一因として，スクロール部における空気の漏れが考えられる。エンジン搭載試験では，スクロールのはめ合い部からの空気の漏れのために予混合気の濃度が要素試験の場合よりも濃くなった可能性がある。

K 熱電対により測定された燃焼器ライナの壁温を図5に示す。上流側から2番目の位置では，周方向位置の異なる2点での測定値の差が小さいことから，燃焼器ライナの壁温の周方向変化は大きくないと推定される。予混合燃焼器と標準型燃焼器のライナ壁温を比べると，前者のインピンジメント冷却の部分で意図したとおり壁温が高くなった。その下流のフィルム冷却を施した部分で

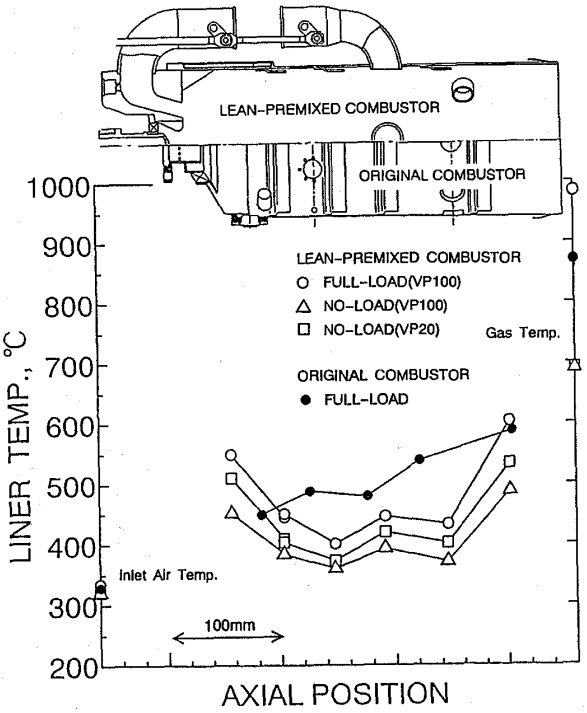


図5 ライナー壁温の分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

は最大100°Cほど低いので，予混合燃焼器のライナ冷却空気量は削減の余地があり，未燃焼成分の排出抑制につながると考えられる。壁温はいずれの燃焼器でも燃焼器ライナ出口に近い位置で最高になり，ともに600°Cであった。無負荷で（パイロット単独燃焼）でのVP 20とVP 100のデータの比較は，メインバーナ空気の導入によってライナ壁面温度が全体として50°Cほど下がったことを示している。

6．まとめ

予混合気形成のための空気と希釈空気との流量配分を可変とする希薄予混合燃焼器を設計し，要素試験により改良を行った後，小型一軸単純サイクルガスタービンに搭載して排気特性の評価試験を行った。

主な結果は以下のとおりである。

(1) 定格負荷において，99.8%の燃焼効率のもとにNOx排出濃度を20 ppm (16% O_2) 以下にまで低減できた。

(2) メインバーナの燃料流量に合わせて空気バルブの開度を制御すれば，より広い作動範囲にわたって20 ppm (16% O_2) 以下のNOx排出を実現できる。

(3) 燃焼器の要素試験では，高い効率のもとに10 ppmを下回るNOx排出濃度が得られることが確認されており，メインバーナの細部の改良や空気流量の最適化を行えば実エンジンにおいても，これに準じたNOx排出濃度が得られるはずである。

(4) 空気流量制御バルブの最適制御プログラムを作成する上での基礎的データが得られた。

この研究は，環境庁の国立研究機関等公害防止研究の大気保全総合研究プロジェクトの一環として，平成2-5年度において行われたものである。

参考文献

(1) Solt, J. C. and Tuzson, J., ASME 93-GT-270 (1993)

(2) "EV Burner" ABB Publication No. CH-KW207 292E (1992)

(3) Sattelmayer T., and others, ASME Trans. J. of Eng. for Gas Turbine and Power, Vol. 114, pp. 118-125 (1992)

(4) Becker, B., Ziegner, M., The New Siemens/KWU Model V64.3 Gas turbine, and Low-Pollution Combustion in Gas turbines, (1988)

(5) Hayashi, S., Yamada, H., and Shimodaira, K., Inter. Workshop on Catalytic Combusti on (Ed. H. Arai), pp. 148-153 (1994)

(6) 林, 山田, 下平, ガスタービン学会誌, 18巻, pp. 55-63 (1990)

(7) 山田, 下平, 林, 第72期全国大会講演論文集（III）, pp. 390-382, 機械学会 (1994)

(8) 山田, 下平, 林, 環境保全研究成果集, 平成4年度版, pp. 3-1-3-10, 環境庁 (1994)

(9) 寺崎, 斉藤, 林, ガスタービン秋季講演会（盛岡）講演論文集 pp. 31-37 (1993)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

見聞記

1995 第40回 ASME 国際ガスタービン会議

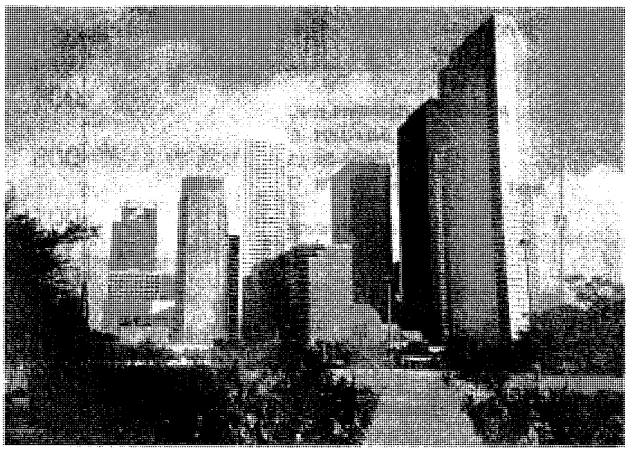
1. 全　般

㈱日立製作所　川　池　和　彦

第40回ASME TURBO EXPO '95はアメリカ・テキサス州ヒューストン市のGeorge R. Brown Convention Centerで6月5日～8日開催された。テーマは"New Horizons for Industry, Technology and Engineers"で，筆者はガスタービン（以降GTと略す）技術の新しい展開を広げようとの意味と解釈した。基調講演は"航空転用GTの技術と応用"で，応用に関してはユーザの視点からTrans Canada Pipelines社のR. J. Reid氏がパイプライン天然ガス輸送の圧縮機駆動用に航空転用型GTを適用してきた経験を述べ，これからは環境への配慮から低NOx燃焼器の採用が必要であると強調した。また技術面からは圧縮機やタービンの著書で有名なCambridge Univ. J. Horlock氏が，航空用と産業用GTを比較しサイクル圧力比の設定が，シンプルサイクルとコンバインドサイクルの最適圧力比により異なり，GTの性格が異なってくることを解いた。しかし産業用GTにおいても近年レヒートサイクルや圧縮機のインタークーリングなどの出現により最適圧力比が高い方にシフトし，高圧力比圧縮機技術や冷却技術など航空用技術の移転が行なわれており，両者の技術が融合してきた状況が論じられた。学術賞講演は"Gas Turbine Combustion"の著書で知られているA. H. Lefebvre教授が"低排出成分燃焼における燃料予処理の役割について講演し，低排出ガス燃焼器開発のレビューを行ない液体燃料の微粒化と予混合予蒸発の排出成分に及ぼす効果と最新の燃焼器の特徴について説明した（GT-465）。

講演は，523件（うち論文は465件）で講演の内訳を過去2年と比較すると，表に示すように燃焼，伝熱，ターボ機械が例年通り多い。燃焼関係では環境対応型燃焼器のフィールド試験結果の報告が増えていること，伝熱ではCFDの応用が内部冷却に波及していること，段間のシールや回転ディスクの内部及び外部の熱流動が3つのセッションを特ち研究機関も増えていることが特徴的である。

会場のGeorge R. Brown Convention Center



会場向いのダウンタウン高層ビル群

（平成7年7月24日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

分野＼年	'93	'94	'95
航空用GT	25	23	28
舶用GT	11	15	22
パイプライン用GT	10	18	23
産業用・コージェネ	46	56	42
車両用小型GT	15	29	20
クローズドサイクル	6	8	3
燃焼・燃料	37	46	59
石炭利用	19	21	17
伝熱・冷却	36	50	72
ターボ機械・空力	127	111	84
振動・構造	60	34	39
材料・製造	18	31	44
セラミック	13	10	10
制御	19	10	35
教育	4	－	12

また材料・製造関係では，産業用GTでも精密鋳造の一方向凝固や単結晶化の傾向が一般化してきていると共に，信頼性の面でRAM（Reliability, Availability & Maintainability）に対する認識が強まっていることから寿命予測や予防保全の論文が目立つようになってきた。セッション#60の次世代電力用大型GTの開発では，GEのHシリーズ，V 84.3 A，501 Gなどが発表された。中でもHシリーズはクローズド蒸気冷却方式を採用しコンバインドサイクル熱効率60%（LHV）を達成するという意欲的な機種である。次世代機は，いずれも精密鋳造翼が完成済みで，1997年末までには試験が完了する予定である。本講演は注目度が高く多くの聴講者を集め，興奮と緊張感で満ちホットな議論が展開され開発競争の激しさをうかがわせた。

展示関係では昨年に比較し縮小傾向の印象を受けたが，精密鋳造メーカがGT各社の一方向凝固翼や単結晶翼を展示しており活況であった。

連日33℃を越すむし暑さの中で，しかも広大なアメリカでは，車なしでは動きようもなく，ビールとテキサスの分厚いステーキで夜を過ごした参加者が多かったのでは。

2．航空用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱ 榊 純一

1．今年の特徴

今年の航空エンジン委員会主催のセッションは7セッション（講演数30）であり，昨年の7セッション（講演数34）から更に減少してしまった。TURBO EXPOの主役は完全に産業用ガスタービンに移り，話題性のあるセッション以外の，いわば地味な研究の発表会場は聴衆もまばらであり，航空エンジンの元気のなさが目立ったのは残念であった。

展示会場では，計測メーカーや修理メーカーの出展も多かったが，航空エンジン本体としては，P&WがPW 4084とF 100-229のカットモデルを置き，F 119をパネルで紹介していたのが唯一の展示であった。

（平成7年6月21日原稿受付）

2．テーマセッション

航空エンジン委員会主催の恒例のテーマセッションは，今年が戦後50年という事もあり，「Fifty Years of Progress in Aircraft Engine Technology Development」と題して，エンジン3社（P&W，GE，RR）のそれぞれゆかりの人による講演が行われた。P&Wからはマッハ3を越えて飛行するSR-71搭載エンジンであるJ 58を，1950年代後半からいかに開発したかの経緯が，GEからはホイットル卿に始まり，最新エンジンであるGE 90開発に至る主に民間用エンジン開発の歴史が，RRからは世界初のターボファンエンジン概念から三軸ターボファン（RB 211）の開発成功に至る経緯が語られた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

分野＼年	'93	'94	'95
航空用GT	25	23	28
舶用GT	11	15	22
パイプライン用GT	10	18	23
産業用・コージェネ	46	56	42
車両用小型GT	15	29	20
クローズドサイクル	6	8	3
燃焼・燃料	37	46	59
石炭利用	19	21	17
伝熱・冷却	36	50	72
ターボ機械・空力	127	111	84
振動・構造	60	34	39
材料・製造	18	31	44
セラミック	13	10	10
制御	19	10	35
教育	4	－	12

また材料・製造関係では，産業用GTでも精密鋳造の一方向凝固や単結晶化の傾向が一般化してきていると共に，信頼性の面でRAM（Reliability, Availability & Maintainability）に対する認識が強まっていることから寿命予測や予防保全の論文が目立つようになってきた。セッション#60の次世代電力用大型GTの開発では，GEのHシリーズ，V 84.3 A，501 Gなどが発表された。中でもHシリーズはクローズド蒸気冷却方式を採用しコンバインドサイクル熱効率60%（LHV）を達成するという意欲的な機種である。次世代機は，いずれも精密鋳造翼が完成済みで，1997年末までには試験が完了する予定である。本講演は注目度が高く多くの聴講者を集め，興奮と緊張感で満ちホットな議論が展開され開発競争の激しさをうかがわせた。

展示関係では昨年に比較し縮小傾向の印象を受けたが，精密鋳造メーカがGT各社の一方向凝固翼や単結晶翼を展示しており活況であった。

連日33℃を越すむし暑さの中で，しかも広大なアメリカでは，車なしでは動きようもなく，ビールとテキサスの分厚いステーキで夜を過ごした参加者が多かったのでは。

2．航空用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱ 榊 純一

1．今年の特徴

今年の航空エンジン委員会主催のセッションは7セッション（講演数30）であり，昨年の7セッション（講演数34）から更に減少してしまった。TURBO EXPOの主役は完全に産業用ガスタービンに移り，話題性のあるセッション以外の，いわば地味な研究の発表会場は聴衆もまばらであり，航空エンジンの元気のなさが目立ったのは残念であった。

展示会場では，計測メーカーや修理メーカーの出展も多かったが，航空エンジン本体としては，P&WがPW 4084とF 100-229のカットモデルを置き，F 119をパネルで紹介していたのが唯一の展示であった。

（平成7年6月21日原稿受付）

2．テーマセッション

航空エンジン委員会主催の恒例のテーマセッションは，今年が戦後50年という事もあり，「Fifty Years of Progress in Aircraft Engine Technology Development」と題して，エンジン3社（P&W，GE，RR）のそれぞれゆかりの人による講演が行われた。P&Wからはマッハ3を越えて飛行するSR-71搭載エンジンであるJ 58を，1950年代後半からいかに開発したかの経緯が，GEからはホイットル卿に始まり，最新エンジンであるGE 90開発に至る主に民間用エンジン開発の歴史が，RRからは世界初のターボファンエンジン概念から三軸ターボファン（RB 211）の開発成功に至る経緯が語られた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

なお，今年のTom Sawyer賞は，「多軸（3軸）ターボファンエンジンの開発と，ワイドコード中空翼の技術を確立した」功績で，RR社のGeoffrey Light Wilde氏が受賞した。

更に，昨年度発表されたペーパーの中から選ばれる優秀賞には，GEから報告された「Integration of Magnetic Bearings in the Design of Advanced Gas Turbine Engines」（94-GT-201）が選ばれた。

3．ボーイング777搭載エンジン

大型双発機のボーイング777が間もなく大西洋空路で運航を始めることから，機体メーカーのボーイング社と搭載エンジンメーカー3社による講演が行われた。

P&Wは，ユナイテッド航空のB777がPW 4084を搭載して，間もなくワシントンD.C～ロンドン間の運航を開始する最初の運用エンジンになる事を最大限PRする講演内容で，特にETOPS（Extended Twin-engine Operations）の180 minを取得するために，いかに安全性と信頼性を確保するための試験を実施したかを強調していた。GEは，GE 90に採用したハイテクノロジー（複合材のワイドコードファン動翼，ダブルドーム燃焼器，低騒音化など）を中心に，設計技術の観点からの講演であった。最後にRRがTRENTについて講演したが，運用エンジンとしては最後発になることを十分意識して，「最初の90,000ポンドエンジン」であること，グロスポテンシャルが大きいことを強調した内容となっていた。

以上のように各社それぞれの持ち味を出した講演となったが，ボーイング777に対する一般の興味は高く，セッション会場は満席で，航空エンジン委員会主催のセッションの中では，一番の盛り上がりであった。

4．軽飛行機用のガスタービンエンジン

現在，軽飛行機用のエンジンにはレシプロエンジンが主に使用されているが，ガスタービンエンジンの採用を促すにはどうしたらよいか，というパネルセッションが開かれた。レシプロエンジンに比較したガスタービンエンジンの優位性は，小型軽量で単位重量あたりの馬力が大きいこと，振動レベルと騒音レベルが共に低いこと，低公害化に優れ，多様な燃料に対応出来ることなどがあげられるが，普及の最大の障害は価格であることがパネラーの一致した意見であった。「Low Cost Approach」として，製作の容易性を考慮したシンプルな設計，加工工数の削減努力，さらには新しいエンジンサイクル概念の導入が提案されたが，具体的な動きはこれからであろう。

5．その他

今回の会議では，新しいエンジンの紹介や試験状況の報告等は殆どなかったが，注目したい講演が何編かあったので次に紹介する。

フランスのスネクマ社からM 88-2エンジンの過渡作動制御時にファジー理論を適用して，ファンのサージ余裕と加速性能の最適化を図ったことが報告された（GT-344）。米海軍の研究機関からは，エンジン構想設計時に，客用抽気量と抽出馬力の値をどのように見積もるかについて試案が示された。即ち，客用抽気の使われ先として7種類の機器を，抽出馬力の使われ先として3つの機器を挙げ，それぞれについて機体規模と抽気量・馬力の関係を求めたものである（GT-401）。試験設備関係では，米空軍アーノルド技術開発センター（AEDC）のATF（高空試験設備）のデータ処理方法の近代化計画について報告があった。現在はダイナミックデータをアナログ記録し，人手を介してA/D変換の上，解析処理しているプロセスを，最初からデジタル記録して，解析までをオンラインで結ぼうというものである（GT-118）。

日本からは，先進材料利用ガスジェネレータ研究所（AMG）から，研究所設立の経緯，今後の研究内容及び昨年度までの研究成果としてCMC（Ceramic Matrix Composites）製のタービンブリスクモデルなどが写真で紹介され（GT-287），関係者の関心を集めていた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

3．産業用ガスタービン

㈱日立製作所 瀧 花 清 作

産業用ガスタービンでは，1500°C級ガスタービンの開発が最大のテーマとなっているが，今回の大会ではGE社が蒸気冷却方式のMS 9001 H（コンバインド出力480 MW，燃焼温度1430°C）及びMS 7001 H（コンバインド出力400 MW，燃焼温度1430°C）にて低位発熱量ベースでコンバインド効率60%達成をブースにて発表した。尚，同時に空冷方式のMS 9001 G（ガスタービン出力282 MW，効率39.5%）及びMS 7001 G（ガスタービン出力240 MW，効率39.5%）も一挙に同時発表していた。一方，ウエスチングハウス/三菱重工/フィアットは1500°C級ガスタービン501 G（ガスタービン出力230 MW，効率38.5%）及び701 G（ガスタービン出力308 MW，効率39%）をブースにて発表し，又，ABB社はGT 24（ガスタービン出力165 MW），26（ガスタービン出力240 MW）用圧縮機（22段，圧力比30）の実運転状態試験成功及びGT 24初号機の製作状況を中心にアピールしていた。

本大会での産業用のガスタービンに関するセッションは，発電用のセッション6回，コジェネのセッション3回，舶用のセッション6回，パイプラインのセッション6回，合計21セッション（内パネルセッションが5回）が開催され，論文数は73編あった。

このなかでの目玉はセッション#60のコンバッションタービン開発であった。このセッションではシーメンスが最新ガスタービン3Aシリーズ（V 94.3 A，V 84.3 A及びV 64.3 A: 航空機技術の導入及びハイブリッドバーナーリング燃焼器装備）の開発状況について（GT-458），ウエスチングハウスが200 MW級501 Gの開発内容について（GT-215），GE社が最新鋭ガスタービンHシリーズ（圧縮機はCF-6設計のスケールアップ，燃焼器は乾式低NOx燃焼器で9 Hが導入当初25 ppm，7 Hが9 ppm，タービンは蒸気冷却式4段タービンで第1段動静翼には単結晶翼採用）の開発について（GT-271及び会場配付資料），EPRIが次世代型ガスタービンの役割及び適用について（GT-280），三菱重工が東北電力と共同研究として進めていた次世代型ガスタービン技術の開発について（GT-407），ウエスチングハウス社が501 D 5 A（出力，118 MW）の最新アップグレードについて（GT-267），合計6編の発表が行なわれた。参加者からはたくさんの質問，意見が寄せられ，真剣な席上討論がなされていた。

パネルディスカッションでは，セッション#43にて乾式低NOx燃焼器について，GE，ABB，ウエスチングハウス，シーメンス，ソーラ，アリソン各社から開発にたづさわっている第一線の技術者が出席した。

各社の開発状況の席上発表の後，メーカー及びユーザーの観点からの活発な質疑応答がなされていた。

電力，コジェネ関係では，バーンズ&マクドネルエンジニアリング社からガスタービン入口空気冷却の各社ガスタービンでの効果検討について（GT-266），尚，ガスタービン入口空気冷却についてはこの他2編（GT-284及び311），SSSクラッチを使った同期調相運転の紹介（GT-273），中部電力と日立製作所からF 7 FAを使った排気再燃式コンバインドサイクル発電プラント（知多発電所）の試運転結果について（GT-333），コンバインドサイクルの解析について（GT-451他）などがある。

舶用，パイプライン関係では，ロールスロイス社からWR-21ガスタービンの紹介（GT-54），又，アリソン社から501-KBガスタービンの紹介（GT-130）が有った。

尚，技術委員会からは，最優秀論文賞16編が選ばれ，日本からは，電力，コジェネ部門で日立製作所の池口，川池両氏による，“Effects of Closed

（平成7年7月10日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

-Circuit Gas Turbine Cooling Systems on Combined Cycle Performance ”(ASME Paper 94-JPGC-GT-8) が本大会にて表彰された。

4．小型ガスタービンおよびセラミックス

日本自動車研究所 西 山 圜

“Vehicular and small gas turbine” および “Ceramics” の Committee が主催したセッションは合計 10，発表論文数は 47 編で，昨年に較べて 2 セッション，10 編多い。このうち米国からの発表は 33，外国からの発表は，日本 12，欧州からは英国 1，スウェーデン 1 であった。

この分野のセッションの一覧を以下に記す。昨年と大きくは変わっていないが，熱交換器のセッションがなくなったこと，セラミック技術に関する発表が増え，長繊維セラミック複合材 (CFCC) のセッションが設けられたこと，等が変わった点であろう。

#2	NDE of Ceramics and Coatings
#17	Ceramic Gas Turbine Project Development
#19	Life Limiting Properties
#35	Supporting Technologies and Applications for Small Gas Turbines
#38	Fabrication Development for Ceramic Components
#53	Ceramic Bearing Applications in Turbomachinery
#55	Continuous Fiber Ceramic Composites Applications for Gas Turbines
#70	Hybrid and other Vehicular Gas Turbine Development
#73	Stationary Ceramic Turbine Development
#102	Life Prediction Methodologies and Data for Ceramic Materials Used in Advanced Turbine Applications

(平成 7 年 7 月 12 日原稿受付)

1．エンジン開発関連

日本の 2 つのセラミックガスタービンプロジェクト (100 kW 自動車用および 300 kW 発電用) と EU の事業である AGATA プロジェクトの開発状況が報告された。米国の ATTAP 後継プロジェクトとして進められている HYBRID および HVTETS に関連する報告はなく，わずかにアライドシグナル社が APU を対象に実施している CTEDP に関する報告がなされたのみであった。

AGATA はハイブリッド自動車用 60 kW ガスタービンエンジン用部品を開発するプロジェクトとして 93 年度から再開された。主要なセラミック部品である触媒燃焼器，タービンロータ，伝熱式熱交換器の開発を進めており，各部品とも設計を終えてセラミック部品の試作検討が進んだ (GT-446)。

CTEDP は，アライドシグナル社が進めており，実エンジンの中でセラミック部品の信頼性，耐久性を実証することを目標にしており，同社の製品である APU 用エンジンの第 1 段タービンのブレードとノズルをセラミックに置き換えることをめざしている。セラミックメーカとして，ノートン社とアライドシグナル社がセラミック部品を供給しており，セラミック部品の量産化，低コスト化など生産性の向上を大きな目標に据えている (GT-207)。

アライドシグナル社からは，この他に APU エンジンとして開発している 32 kW ターボジェネレータについての発表がなされた (GT-444)。タービン軸に高速発電機を直結し，軸受に空気軸受を採用することにより，減速機および潤滑油系統を廃止しようとするもので，軍用車両に搭載してフィールド試験を始めているものであるが，自動車用ハイブリッドエンジンとしてのターボジェ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

-Circuit Gas Turbine Cooling Systems on Combined Cycle Performance ”(ASME Paper 94-JPGC-GT-8) が本大会にて表彰された。

4．小型ガスタービンおよびセラミックス

日本自動車研究所 西 山 圜

“Vehicular and small gas turbine” および “Ceramics” の Committee が主催したセッションは合計 10，発表論文数は 47 編で，昨年に較べて 2 セッション，10 編多い。このうち米国からの発表は 33，外国からの発表は，日本 12，欧州からは英国 1，スウェーデン 1 であった。

この分野のセッションの一覧を以下に記す。昨年と大きくは変わっていないが，熱交換器のセッションがなくなったこと，セラミック技術に関する発表が増え，長繊維セラミック複合材 (CFCC) のセッションが設けられたこと，等が変わった点であろう。

#2	NDE of Ceramics and Coatings
#17	Ceramic Gas Turbine Project Development
#19	Life Limiting Properties
#35	Supporting Technologies and Applications for Small Gas Turbines
#38	Fabrication Development for Ceramic Components
#53	Ceramic Bearing Applications in Turbomachinery
#55	Continuous Fiber Ceramic Composites Applications for Gas Turbines
#70	Hybrid and other Vehicular Gas Turbine Development
#73	Stationary Ceramic Turbine Development
#102	Life Prediction Methodologies and Data for Ceramic Materials Used in Advanced Turbine Applications

(平成 7 年 7 月 12 日原稿受付)

1．エンジン開発関連

日本の 2 つのセラミックガスタービンプロジェクト (100 kW 自動車用および 300 kW 発電用) と EU の事業である AGATA プロジェクトの開発状況が報告された。米国の ATTAP 後継プロジェクトとして進められている HYBRID および HVTETS に関連する報告はなく，わずかにアライドシグナル社が APU を対象に実施している CTEDP に関する報告がなされたのみであった。

AGATA はハイブリッド自動車用 60 kW ガスタービンエンジン用部品を開発するプロジェクトとして 93 年度から再開された。主要なセラミック部品である触媒燃焼器，タービンロータ，伝熱式熱交換器の開発を進めており，各部品とも設計を終えてセラミック部品の試作検討が進んだ (GT-446)。

CTEDP は，アライドシグナル社が進めており，実エンジンの中でセラミック部品の信頼性，耐久性を実証することを目標にしており，同社の製品である APU 用エンジンの第 1 段タービンのブレードとノズルをセラミックに置き換えることをめざしている。セラミックメーカとして，ノートン社とアライドシグナル社がセラミック部品を供給しており，セラミック部品の量産化，低コスト化など生産性の向上を大きな目標に据えている (GT-207)。

アライドシグナル社からは，この他に APU エンジンとして開発している 32 kW ターボジェネレータについての発表がなされた (GT-444)。タービン軸に高速発電機を直結し，軸受に空気軸受を採用することにより，減速機および潤滑油系統を廃止しようとするもので，軍用車両に搭載してフィールド試験を始めているものであるが，自動車用ハイブリッドエンジンとしてのターボジェ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

ネレータにも利用できる技術である。

2．要素技術

エンジンを支援する要素技術関連では，ターボチャージャ用斜流タービンの性能解析と開発に関して2編，熱交換器の開発に関して2編の報告がなされた。熱交換器の内1編は日本のCGT 301のセラミック製伝熱式熱交換器の開発の報告（GT-208)，他の1編は新しい蓄熱式熱交換器のコンセプトを紹介するものであるが当日発表はなかった（GT-209)。

3．セラミック技術

セラミック技術に関しては，全部で32編，内29編と大部分が米国から発表され，残りは日本からの発表であった。米国では，DOEを中心にセラミックスの実用化に力点を置いた展開が図られ，そのための技術開発が広く進められている。従って経済性を重視し，コストと量産性を強く意識している。

セラミックスの部品化技術に関連するものとしては，CTEDPの他にATS-CSGTプロジェクト関連の報告がなされた(GT-459，383)。定置式の大型発電用エンジンへのセラミック部品適用をめざすプロジェクトであり，ソーラー社が主契約者となり同社のエンジンCentaur 50の第1段タービンのブレード，ノズルおよび燃焼器ライナを開発している。セラミック部品およびメタルの支持構造の設計を終え，試作に入った段階である。

なお，大型エンジン対象の同様な研究として，日本（東京電力，三菱重工）から窒化珪素のノズルを冷却することによりタービン入口温度1500°Cで使用することをねらった翼列試験の結果が報告された（GT-105)。

CFCCのガスタービンへの適用に関しては，一気に破壊に進まない特性を生かして，長時間の連続運転が要求される大型発電用エンジンへの適用が検討されている。DOE-CFCCプロジェクトで進められているGE社の燃焼器ライナおよび第1段タービンシュラウドへの適用（GT-387)，またバブコック＆ウィルコック社の燃焼器ライナおよび熱交換器への適用をめざした設計検討の結果が報告された（GT-405，386)。

これらセラミック部品の実用化に当たっては，当然ながら信頼性，耐久性が求められる訳で，部品化と並行して寿命予測に関する研究が推進されており，材料の疲労強度特性についても30,000 hrを超える長時間試験が行われる等，セラミックス利用技術全般にわたって実用化への取り組みが展開されているのは，同じ分野の開発研究に携わっている筆者にとって心強く感じられた。

5．ターボ機械の性能と流れ
5.1 軸流関係

三菱重工業㈱ 青 木 素 直

ヒューストンは，近くに観光の名所が無いためか，参加者が少なかったように感じた。

Turbomachinery Committeeを通して，提出された軸流ターボ機械の性能と流れに関する論文の内訳は，下記の通りである。

① Fan & Compressor Aerodynamics 16編
② Boundary Layers in Turbomachinery 14編
③ CFD in Turbomachinery 12編
④ Axial Flow Turbine Aerodynamics 12編

③以外の論文も，多くがCFD，特に，3次元粘性流計算を行っており，軸流ターボ機械の空力問題は，CFD無しでは，論じることが出来ない時代となっている。その反面，損失を計算で求めるために欠かせない，損失発生メカニズムの理解とモデル化は，未だ完全で無く，今後とも，CFDコードの検証に関する多くの論文が発表されるものと思われる。

3次元粘性流計算を，多段のターボ機械設計に使用することが，急速に進んでいる。その良い例

(平成7年6月28日原稿受付)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

ネレータにも利用できる技術である。

2．要素技術

エンジンを支援する要素技術関連では，ターボチャージャ用斜流タービンの性能解析と開発に関して2編，熱交換器の開発に関して2編の報告がなされた。熱交換器の内1編は日本のCGT 301のセラミック製伝熱式熱交換器の開発の報告（GT-208)，他の1編は新しい蓄熱式熱交換器のコンセプトを紹介するものであるが当日発表はなかった（GT-209)。

3．セラミック技術

セラミック技術に関しては，全部で32編，内29編と大部分が米国から発表され，残りは日本からの発表であった。米国では，DOEを中心にセラミックスの実用化に力点を置いた展開が図られ，そのための技術開発が広く進められている。従って経済性を重視し，コストと量産性を強く意識している。

セラミックスの部品化技術に関連するものとしては，CTEDPの他にATS-CSGTプロジェクト関連の報告がなされた(GT-459，383)。定置式の大型発電用エンジンへのセラミック部品適用をめざすプロジェクトであり，ソーラー社が主契約者となり同社のエンジンCentaur 50の第1段タービンのブレード，ノズルおよび燃焼器ライナを開発している。セラミック部品およびメタルの支持構造の設計を終え，試作に入った段階である。

なお，大型エンジン対象の同様な研究として，日本（東京電力，三菱重工）から窒化珪素のノズルを冷却することによりタービン入口温度1500°Cで使用することをねらった翼列試験の結果が報告された（GT-105)。

CFCCのガスタービンへの適用に関しては，一気に破壊に進まない特性を生かして，長時間の連続運転が要求される大型発電用エンジンへの適用が検討されている。DOE-CFCCプロジェクトで進められているGE社の燃焼器ライナおよび第1段タービンシュラウドへの適用（GT-387)，またバブコック＆ウィルコック社の燃焼器ライナおよび熱交換器への適用をめざした設計検討の結果が報告された（GT-405，386)。

これらセラミック部品の実用化に当たっては，当然ながら信頼性，耐久性が求められる訳で，部品化と並行して寿命予測に関する研究が推進されており，材料の疲労強度特性についても30,000 hrを超える長時間試験が行われる等，セラミックス利用技術全般にわたって実用化への取り組みが展開されているのは，同じ分野の開発研究に携わっている筆者にとって心強く感じられた。

5．ターボ機械の性能と流れ
5.1 軸流関係

三菱重工業㈱ 青 木 素 直

ヒューストンは，近くに観光の名所が無いためか，参加者が少なかったように感じた。

Turbomachinery Committeeを通して，提出された軸流ターボ機械の性能と流れに関する論文の内訳は，下記の通りである。

① Fan & Compressor Aerodynamics 16編
② Boundary Layers in Turbomachinery 14編
③ CFD in Turbomachinery 12編
④ Axial Flow Turbine Aerodynamics 12編

③以外の論文も，多くがCFD，特に，3次元粘性流計算を行っており，軸流ターボ機械の空力問題は，CFD無しでは，論じることが出来ない時代となっている。その反面，損失を計算で求めるために欠かせない，損失発生メカニズムの理解とモデル化は，未だ完全で無く，今後とも，CFDコードの検証に関する多くの論文が発表されるものと思われる。

3次元粘性流計算を，多段のターボ機械設計に使用することが，急速に進んでいる。その良い例

(平成7年6月28日原稿受付)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

が，P & WAより発表された下記の論文である。

"Development and Application of a Multistage Navier-Stokes Flow Solver-Part II: Application to a High Pressure Compressor Design" (GT-343), C. R. Le Jambre and et al

この論文は，PW 4000の高圧圧縮機の効率を3次元粘性流計算を用いた設計により，2%向上したことを述べたものである。多段圧縮機流れを，Bodyforce と Deterministic Stress を導入した3次元粘性流計算モデル(*)により解析して，数値計算的設計を行ったものである。発表者によれば，この手法の採用で，スケールモデル圧縮機を用いた性能試験を省略するとのことであった。

(*)"Development and Application of a Multistage Navier-Stokes Flow Solver-Part I: Multistage Modeling Using Bodyforce and Deterministic Stress" (GT-342), C. M. Rhie et al

勿論，この計算モデルは，損失に関係する流れ現象を正確に表わしたものでなく，(GT-443) に見られるように圧縮機翼面上の境界層の挙動に関する研究が続けられている。それらの内，代表的なものは，多段ターボ機械翼面上の境界層の挙動に関する，4部構成の下記論文である。

" Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines"

Part I －Composite Picture	GT-461
Part II －Compressors	GT-462
Part III－LP Turbines	GT-463
Part IV－Computation & Analysis	GT-464

著者は，D. E. Halstead, D. C. Whisler, T. Okiishi, G. J. Walker, H. P. Hodson, H. W. Shin の6名である。本論文は，多段圧縮機，低圧タービンの翼面境界層の挙動を，低速の圧縮機，タービン試験装置を用いて，ホットフィルム計測技術により詳しく計測し，現象の解明を図ると共に，実験結果を種々の計算手法による予測値と比較した包括的なものである。軸流ターボ機械の空力性能に関心ある人は，是非一読されたい。

損失の発生に関する物理現象は，複雑極まりないものであり，その完全な究明には多くの時間と研究者の努力を必要とする。一方，設計者の立場では，現象の究明が終るのを指をくわえて，待つことは出来ないわけで，現象を巧みに取り入れた，実用面に優れた計算モデルの構築が望まれる。

タービンについても，翼列実験と3次元粘性流計算の比較による現象の究明，損失の予測に関するものが多い。今後とも，CFD コードの精度検証，より高精度の計算モデル構築のための努力が，精力的になされるものと思われる。

5.2 遠心関係

㈱荏原総合研究所 原 田 英 臣

遠心関係に関するセッションは通常3から4セッションあったが，今年度に関しては6月7日の午後2時から5時過ぎまで行われたセッション87番のわずかに1セッションだけであった。講演数も7件，その他のセッションで講演された5件の合計12件だけであった。これは全論文数465件の3%以下で非常に少ないと感じた。

以下に，6月7日に行われた7件の講演の概要を講演順に紹介する。

(平成7年6月22日原稿受付)

1件目は遷音速，超音速領域で使用されるラジアルタービンのガイドベーンの形状決定法に関するもので(GT-97)，ガイドベーン形状を特性曲線法を用いた逆解法で決定する方法を示し，非粘性及び粘性流れ解析法を用いて形状決定後の検証を行った論文。

2件目は遠心ポンプの羽根車とボリュート舌部との距離が騒音及び性能に及ぼす影響について調べたもので(GT-34)，羽根車と舌部の距離を5通りに変えて，Particle Image Velocimetry で速度，hydrophon で騒音を測定して最適距離を実験

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

が，P & WAより発表された下記の論文である。

"Development and Application of a Multistage Navier-Stokes Flow Solver-Part II: Application to a High Pressure Compressor Design" (GT-343), C. R. Le Jambre and et al

この論文は，PW 4000の高圧圧縮機の効率を3次元粘性流計算を用いた設計により，2%向上したことを述べたものである。多段圧縮機流れを，Bodyforce と Deterministic Stress を導入した3次元粘性流計算モデル(*)により解析して，数値計算的設計を行ったものである。発表者によれば，この手法の採用で，スケールモデル圧縮機を用いた性能試験を省略するとのことであった。

(*)"Development and Application of a Multistage Navier-Stokes Flow Solver-Part I: Multistage Modeling Using Bodyforce and Deterministic Stress" (GT-342), C. M. Rhie et al

勿論，この計算モデルは，損失に関係する流れ現象を正確に表わしたものでなく，(GT-443) に見られるように圧縮機翼面上の境界層の挙動に関する研究が続けられている。それらの内，代表的なものは，多段ターボ機械翼面上の境界層の挙動に関する，4部構成の下記論文である。

" Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines"

Part I －Composite Picture	GT-461
Part II －Compressors	GT-462
Part III－LP Turbines	GT-463
Part IV－Computation & Analysis	GT-464

著者は，D. E. Halstead, D. C. Whisler, T. Okiishi, G. J. Walker, H. P. Hodson, H. W. Shin の6名である。本論文は，多段圧縮機，低圧タービンの翼面境界層の挙動を，低速の圧縮機，タービン試験装置を用いて，ホットフィルム計測技術により詳しく計測し，現象の解明を図ると共に，実験結果を種々の計算手法による予測値と比較した包括的なものである。軸流ターボ機械の空力性能に関心ある人は，是非一読されたい。

損失の発生に関する物理現象は，複雑極まりないものであり，その完全な究明には多くの時間と研究者の努力を必要とする。一方，設計者の立場では，現象の究明が終るのを指をくわえて，待つことは出来ないわけで，現象を巧みに取り入れた，実用面に優れた計算モデルの構築が望まれる。

タービンについても，翼列実験と3次元粘性流計算の比較による現象の究明，損失の予測に関するものが多い。今後とも，CFD コードの精度検証，より高精度の計算モデル構築のための努力が，精力的になされるものと思われる。

5.2 遠心関係

㈱荏原総合研究所 原 田 英 臣

遠心関係に関するセッションは通常3から4セッションあったが，今年度に関しては6月7日の午後2時から5時過ぎまで行われたセッション87番のわずかに1セッションだけであった。講演数も7件，その他のセッションで講演された5件の合計12件だけであった。これは全論文数465件の3%以下で非常に少ないと感じた。

以下に，6月7日に行われた7件の講演の概要を講演順に紹介する。

(平成7年6月22日原稿受付)

1件目は遷音速，超音速領域で使用されるラジアルタービンのガイドベーンの形状決定法に関するもので(GT-97)，ガイドベーン形状を特性曲線法を用いた逆解法で決定する方法を示し，非粘性及び粘性流れ解析法を用いて形状決定後の検証を行った論文。

2件目は遠心ポンプの羽根車とボリュート舌部との距離が騒音及び性能に及ぼす影響について調べたもので(GT-34)，羽根車と舌部の距離を5通りに変えて，Particle Image Velocimetry で速度，hydrophon で騒音を測定して最適距離を実験

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

的に調べた論文。

3件目はoff-design点でボリュートによって引き起こされる出口の歪んだ静圧分布によって，遠心羽根車が受ける非定常な3次元流れと，力を数値計算で求める方法について調べたもので（GT-33），非定常3次元Euler解法を開発し，この方法を遠心圧縮機に適用して計算し，非定常状態の流路の相対マッハ数分布と羽根車に及ぼす半径方法スラスト力を計算した論文。

4件目は遷音速遠心羽根車の内部流れを調べたもので（GT-79），中間羽根付きの羽根車を用い，段の全体性能を測定し，さらにレーザ2焦点流速計を用いて羽根入口から出口間の4箇所の断面内で羽根車内の相対速度のマッハ数を計測し，これと3次元粘性流れ解析によって得た結果を比較した論文。

5件目は遠心圧縮機の羽根付きディフューザ内の流れを計測したもので(GT-80)，比較的大型で低速の実験装置を用い，楔形ディフューザ内の平均速度，乱流エネルギー，流れ角度分布を単線及び複線の熱線流速計で詳細に測定した結果をまとめた論文。

6件目は遠心圧縮機の入口ケーシング内の流れを実験と流れ解析によって調べたもので（GT-82)，直管と2種類の方向の異なる90度ベンドを持つ配管に接続された吸込ケーシング内の流れを，3次元粘性流れ解析法によって数値計算で求め，さらに1/4モデルによってケーシング出口部の流れ分布を3孔ピトー管を用いて計測し，さらにタフトによって流れを可視化して計算結果と比較した論文。

7件目は多段遠心圧縮機の段ごとの空力設計の初期設計法に関するもので(GT-78)，遠心圧縮機の新規段の設計目標に対して，羽根車，羽根なし，羽根付きディフューザ，クロスオーバベンド，戻り流路及びボリュートの各要素の形状を短時間で決定するための初期設計法に関する論文。

以上7件が発表された。いずれも発表時間は質問も含めて30分程度で，30人程度が講演を聴講していたが，時間が経過するにしたがって人数が少なくなっていた。

その他のセッションで，遠心圧縮機の部分負荷時にディフューザ羽根と羽根車が干渉して引き起こされる，羽根車の羽根板の振動に及ぼすディフューザ羽根位置の影響について研究したもの（GT-122)，自動車用の斜流タービンの開発に関するもの(GT-53)，遠心圧縮機の主板側の羽根車とケーシングの間の静圧分布を予測する方法について調べたもの（GT-212)，ラジアルタービンロータ内の冷却流れを数値解析したもの（GT-265)，超音速斜流圧縮機の設計と実験に関するもの（GT-379）の講演があった。

遠心関係の研究テーマが全体的に少なくなってしまったのか，今年だけ投稿件数が少なかったのかは定かではないが，盛り上がりに欠けて残念であった。来年度は遠心関係の興味ある研究が多数講演されることを期待したい。

5.3 数値流体力学と非定常流れ

石川島播磨重工業㈱ 大 北 洋 治

この会議の発表論文を，CFD（数値流体力学）と非定常流れという2つのキーワードにより総括し，ターボマシナリーにおけるこれらの分野の研究動向を述べる。この2つの分野はいくつかの部会（committee）で取り扱われ論議されているが，ここではTurbomachinery Committeeの中で発表された論文を中心にとりあげる。

1．CFDの動向

セッションの中で，CFDの名がついたものは2つあり，全部で13件の論文が発表された。これらのセッションで取り扱った論文はどちらかというと，その理論的，または方法論的話題に重点を置

（平成7年7月17日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

的に調べた論文。

3件目はoff-design点でボリュートによって引き起こされる出口の歪んだ静圧分布によって，遠心羽根車が受ける非定常な3次元流れと，力を数値計算で求める方法について調べたもので（GT-33），非定常3次元Euler解法を開発し，この方法を遠心圧縮機に適用して計算し，非定常状態の流路の相対マッハ数分布と羽根車に及ぼす半径方法スラスト力を計算した論文。

4件目は遷音速遠心羽根車の内部流れを調べたもので（GT-79），中間羽根付きの羽根車を用い，段の全体性能を測定し，さらにレーザ2焦点流速計を用いて羽根入口から出口間の4箇所の断面内で羽根車内の相対速度のマッハ数を計測し，これと3次元粘性流れ解析によって得た結果を比較した論文。

5件目は遠心圧縮機の羽根付きディフューザ内の流れを計測したもので(GT-80)，比較的大型で低速の実験装置を用い，楔形ディフューザ内の平均速度，乱流エネルギー，流れ角度分布を単線及び複線の熱線流速計で詳細に測定した結果をまとめた論文。

6件目は遠心圧縮機の入口ケーシング内の流れを実験と流れ解析によって調べたもので（GT-82)，直管と2種類の方向の異なる90度ベンドを持つ配管に接続された吸込ケーシング内の流れを，3次元粘性流れ解析法によって数値計算で求め，さらに1/4モデルによってケーシング出口部の流れ分布を3孔ピトー管を用いて計測し，さらにタフトによって流れを可視化して計算結果と比較した論文。

7件目は多段遠心圧縮機の段ごとの空力設計の初期設計法に関するもので(GT-78)，遠心圧縮機の新規段の設計目標に対して，羽根車，羽根なし，羽根付きディフューザ，クロスオーバベンド，戻り流路及びボリュートの各要素の形状を短時間で決定するための初期設計法に関する論文。

以上7件が発表された。いずれも発表時間は質問も含めて30分程度で，30人程度が講演を聴講していたが，時間が経過するにしたがって人数が少なくなっていた。

その他のセッションで，遠心圧縮機の部分負荷時にディフューザ羽根と羽根車が干渉して引き起こされる，羽根車の羽根板の振動に及ぼすディフューザ羽根位置の影響について研究したもの（GT-122)，自動車用の斜流タービンの開発に関するもの(GT-53)，遠心圧縮機の主板側の羽根車とケーシングの間の静圧分布を予測する方法について調べたもの（GT-212)，ラジアルタービンロータ内の冷却流れを数値解析したもの（GT-265)，超音速斜流圧縮機の設計と実験に関するもの（GT-379）の講演があった。

遠心関係の研究テーマが全体的に少なくなってしまったのか，今年だけ投稿件数が少なかったのかは定かではないが，盛り上がりに欠けて残念であった。来年度は遠心関係の興味ある研究が多数講演されることを期待したい。

5.3 数値流体力学と非定常流れ

石川島播磨重工業㈱ 大 北 洋 治

この会議の発表論文を，CFD（数値流体力学）と非定常流れという2つのキーワードにより総括し，ターボマシナリーにおけるこれらの分野の研究動向を述べる。この2つの分野はいくつかの部会（committee）で取り扱われ論議されているが，ここではTurbomachinery Committeeの中で発表された論文を中心にとりあげる。

1．CFDの動向

セッションの中で，CFDの名がついたものは2つあり，全部で13件の論文が発表された。これらのセッションで取り扱った論文はどちらかというと，その理論的，または方法論的話題に重点を置

（平成7年7月17日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

いたものが主であるが，いずれのセッションも聴衆の数が少なく，このようなCFD自体の中味の詳細については研究者の関心が低いことを窺わせた。一方，今日ではターボ機械の設計，解析などあらゆる段階で他の理論的手法や実験的手法と同様にCFDが頻繁に利用されており，他のセッションの多くの論文の中でも何らかの形で引用されていた。これら設計手法としてのCFDについては各研究者も非常に興味を持っている様子で，聴衆も多くまた設計に使用する際の限界やその際の実用的な方法論に関して活発な質疑応答が繰り広げられた。

また特に欧米各国の発表においては，CFDの基礎研究における企業と国の機関との協力を垣間見ることができた。(GT-27, 28, 299, 231)こういった協力関係により，CFDを各企業で分散的に開発するのではなく，特定の機関に資金を投入して集中的に行い，その成果を共有するといった体制が確立されている印象を受けた。またこういった体制の中で，企業側がそれぞれのCFDコードについて，適用範囲と特徴を把握したうえでどう組み合わせて使ってゆくかということについて実に明快な意見を持っていることに感心した。

内容的な動向としては，多段解析，非定常計算に関するものが多い。多段解析については特別に一つセッションが設けられたほどである。しかし，多段解析については設計段階で使用されているものはmixing-planeなどの近似を用いたものがほとんどで（GT-199，288，299)，上流からの非定常なwakeをも含めて計算しているケースはあまり見られなかった。ほかには壁面近傍の3次元的流れにおける解析精度に関する議論が多く（GT-189，291，302)，各研究者とも既存の乱流モデルの改良または独自のモデルを提唱しているが，まだまだそれらの成果は限定されたものであるという印象を受けた。翼列解析コードとしてはペンシルバニア大のLakshminarayana（GT-230，302，463)，NASA-Lewisのグループ（GT-89，178，288)，Cambridge Whittle Lab.のグループ（GT-199，326)のものなどが比較的よく使われているようである。

一方もうひとつの大きな流れである燃焼器におけるCFDについては，初日に行われたLefebvre教授のScholar-Award-Lectureでほぼその動向が明らかにされた(GT-465)。ここでは，CFDのみで定量的議論を行い設計に直接結び付けるのは現段階では困難であり，CFD＋経験的モデルといったハイブリッドスキームが最適であるとの見解が示されていた。

2．非定常流解析の動向

非定常流は，多くのセッションにおいて実験やCFDの側面から論じられていたが，特にwakeが与える非定常の影響についての論文が多く（GT-295，296，301）これについては別にセッションが2つ設けられていた。非定常流をCFDで取り扱ったものでは，直接的に設計に使う目的で行っているのではなく，設計における定常計算に何らかの形で非定常効果を組み込むための基礎としての位置づけを背景としているものが多かった（GT-177，230)。他に特に目立ったものとしては，Wisler(G. E.)，Okiishi(アイオワ大)，Hodson（ケンブリッジ大）らの共著で発表された一連の4件の論文(GT-461，462，463，464)で，上流の翼のwakeが境界層遷移に与える非定常な影響を扱ったものがある。これについてはいずれの発表も聴衆が200人程入り質疑応答が30分以上続くなど異様なまでの関心の高さを見せた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

6．伝熱関係

岩手大学工学部 船 崎 健 一

伝熱関係のセッション数は50件を越え，これに伝熱がらみのターボ機械関連（Turbomachinery with Heat Transfer）などのセッション数を加えると，70件以上の伝熱関係の研究発表が今回のASMEで行われた。このように多くの発表がいくつかのセッションで同時に行われ，当然の事ながら全部の発表を聞くことは不可能であったので，以下では，伝熱関係のセッションの全般的印象と，筆者の好みで参加したセッションでの興味ある研究例について幾つか紹介する。

伝熱関係のセッションは，(1)内部熱伝達(2)外部熱伝達(3)膜冷却(4)回転ディスク関係，に大別することができる。(1)の内部熱伝達に関しては，CFDを用いた数値実験的研究が数件（GT-23，149）あった。実験的研究としては，翼前縁での内部流路に突起を付けた場合の熱伝達促進効果（GT-40），突起面の数の効果(GT-13)，などが発表されたが，CFDによる研究と比較して全般的には低調な印象を受けた。この分野に限らないが，最近アジア諸国（特に台湾）からの発表が増えているような印象を持った。(2)の外部熱伝達に関しては，感温液晶やFlexible Plasticに張り付けたフィルムゲージを用いたTransient法による翼面熱伝達計測(GT-8)，(GT-357)，翼端部の熱伝達(GT-142)，エンドウオール部の可視化(GT-7)，熱伝達計測（GT-356)，逆圧力勾配の効果（GT-4，5)，などのほか，感温液晶によるTransient計測法に時間遅れを導入して翼面の粗さによる熱伝達への影響を調べた研究もあった（GT-6)。また，ナフタリン昇華法と感温液晶とを用いた熱伝達率分布の計測結果の比較を行い，両者がほぼ同等の結果を与えることを確認した研究も発表された（GT-16)。また，液晶表面の粗さが熱伝達計測に与える影響について言及した発表もあった（GT-357)。以上の研究においては，感温液晶を用いたTransient法による熱伝達率計測がごく一般的になっているとの印象を受けた。

(3)の膜冷却に関する研究が今回最も多く発表され，盛況なセッションとなっていた。特筆すべき点としては，CFDによる膜冷却効率の予測に関する研究や流れの非定常性が膜冷却に及ぼす影響に関する研究が多くなっていることが挙げられる。CFDよる研究(GT-20，24，25，275)では，混合長モデルやk-εモデルなどを用いた乱流解析を行っており，低い吹き出し比では予測値は実験と比較的よく一致するが，吹き出し比の増加とともに両者の差が顕著になっている。乱流モデルや冷却孔内の流れの取り扱いの良否はあるが，今後の発展が期待される分野である。非定常性に関しては，タービン翼前縁の膜冷却効率に与える周期的後流及び主流乱れの効果（GT-183)，脈動流中における膜冷却の挙動(GT-44)，円筒形の熱流束計により実機内流れの主流乱れを計測する方法（GT-153）などが紹介された。(GT-153）では，乱れ成分における周期的後流の効果が支配的であるとの知見が紹介されていた。実機内での主流乱れの計測は重要な課題であり，乱れの長さスケールなどの問題は残るが，期待できる計測法であると思われる。また，主流乱れを作る際に，燃焼器シミュレータを用いるケースが少しずつ増えている様であり，より実機状態に近づけた形での計測へ関心が移行している様である。

(4)の回転ディスク関係の発表は，ほとんど聞くことができなかったが，熱流体問題に関する数値計算例が多く紹介されていたようである。

伝熱とも深く関係する重要なテーマとして，周期的後流による境界層遷移を取り上げたい。このテーマのセッションでは，ここ数年活発な発表が行われているが，定常・非定常の後流(Steady and Unsteady Wakes）というセッションも含めると相当数の発表が今回行われている。詳細についてはここでは触れないが，Wislerをリーダーとする

（平成7年6月22日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

GEグループの4編の発表(GT-461～464)は，圧縮機及び低圧タービンの回転試験機による翼表面非定常せん断力の計測及び各種予測法のBlind Testが行われている。今後もこのテーマに関係する論文が多く発表されると思われるが，彼らの論文は現時点におけるstate-of-the-artであろう。

この他気がついた点としては，熱伝達率分布や膜冷却効率の予測に，STANXやTEXSTANなど，従来から多用されてきた境界層解析コードを用いている例が目立ったことが挙げられる。実用性を重要視するASMEの学会ならでは，と思われるが，一つのコードをじっくり使うという姿勢の現れとも感じられた。一方で，ガスタービン内で遭遇する流れに対しても適用できる乱流モデルが未整備であるためとも考えられ，得られたデータをモデルへフィードバックする研究の必要を痛感した。

ハーグでのASMEの大会でもそうであったが，今回も日本からの発表件数は2件（福山氏（東芝），山脇氏(IHI)）と，あまり多いとは言えない程度にとどまっていた。ガスタービンでの伝熱の分野では，台湾，韓国そして中国などからの研究発表が目立つ一方，日本からの貢献が少ないのはさみしい気がする。日本にとってガスタービン関連の技術は，すでにEdgeではないのだろうか？製品としての貢献だけでなく，基礎的データの提供という面での貢献も日本がガスタービンの分野で果たすべき重要な役割であると思われるので，その意味で考えさせられた学会であった。

以上の見聞記をまとめる際に，今回のASMEに参加されていた福山氏（東芝），山脇氏（IHI）及び川池氏（日立）の協力を得た。ここに記し，謝意を表す。

7．燃焼および燃料関係

㈱東芝 岩井保憲

1．全般

4日間の会期中にCombustion & Fuels Committeeの主催したSession数は12であり，発表された論文数は65件と例年に比べ，共に大幅に増加していた。

発表国別では例年通り米国が圧倒的に多く46編，続いて英国の7編，日本の6編，ドイツの4編，スイス3編，フランス2編で，機関別では大学の35編，企業の31編，国立研究機関が4編であった。(共著はそれぞれ1編としたので，合計は65編とはならない)

発表内容をテーマによって大別すると，(1)低公害化に関するものが17編，(2)モデル化に関するものが16編，(3)燃料噴射弁関係が5編，(4)燃料に関するものが9編，(5)燃焼安定性，保炎に関するものが8編，(6)燃焼器開発に関するものが9編となっている。以下に主な論文の概要を述べる。

(平成7年7月3日原稿受付)

2．低公害化

Lean Premix燃焼関係の件数が多く，Dry Low NOx Combustor(DLNC)の開発に関するもの(GT-255，335，406)，予混合用空気と希釈空気量が可変な構造の燃焼器(GT-48)，燃料噴射位置と旋回羽根の位置の変化が排出NOx，COに与える影響を調べたもの(GT-166)などがある。液体燃料に関しては予蒸発，予混合タイプと直噴タイプの排ガス特性を比較したもの(GT-276)，予混合気をセラミックファイバ表面で燃焼させる(GT-412)等がある。また，触媒燃焼に関する発表も件数が多かった(GT-65，137，164，351)。他には層流拡散火炎に蒸気噴射を行ったもの(GT-327)，DLNCを採用したガスタービンのフィールドテストでの計測をまとめたもの(GT-47，248)などがある。

3．モデル化

燃焼器の内部流れ，燃焼反応のモデル化や計算結果に関する発表も多い。燃焼器にCFDを適用

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

GEグループの4編の発表(GT-461～464)は，圧縮機及び低圧タービンの回転試験機による翼表面非定常せん断力の計測及び各種予測法のBlind Testが行われている。今後もこのテーマに関係する論文が多く発表されると思われるが，彼らの論文は現時点におけるstate-of-the-artであろう。

この他気がついた点としては，熱伝達率分布や膜冷却効率の予測に，STANXやTEXSTANなど，従来から多用されてきた境界層解析コードを用いている例が目立ったことが挙げられる。実用性を重要視するASMEの学会ならでは，と思われるが，一つのコードをじっくり使うという姿勢の現れとも感じられた。一方で，ガスタービン内で遭遇する流れに対しても適用できる乱流モデルが未整備であるためとも考えられ，得られたデータをモデルへフィードバックする研究の必要を痛感した。

ハーグでのASMEの大会でもそうであったが，今回も日本からの発表件数は2件（福山氏（東芝），山脇氏(IHI)）と，あまり多いとは言えない程度にとどまっていた。ガスタービンでの伝熱の分野では，台湾，韓国そして中国などからの研究発表が目立つ一方，日本からの貢献が少ないのはさみしい気がする。日本にとってガスタービン関連の技術は，すでにEdgeではないのだろうか？製品としての貢献だけでなく，基礎的データの提供という面での貢献も日本がガスタービンの分野で果たすべき重要な役割であると思われるので，その意味で考えさせられた学会であった。

以上の見聞記をまとめる際に，今回のASMEに参加されていた福山氏（東芝），山脇氏（IHI）及び川池氏（日立）の協力を得た。ここに記し，謝意を表す。

7．燃焼および燃料関係

㈱東芝 岩井保憲

1．全般

4日間の会期中にCombustion & Fuels Committeeの主催したSession数は12であり，発表された論文数は65件と例年に比べ，共に大幅に増加していた。

発表国別では例年通り米国が圧倒的に多く46編，続いて英国の7編，日本の6編，ドイツの4編，スイス3編，フランス2編で，機関別では大学の35編，企業の31編，国立研究機関が4編であった。(共著はそれぞれ1編としたので，合計は65編とはならない)

発表内容をテーマによって大別すると，(1)低公害化に関するものが17編，(2)モデル化に関するものが16編，(3)燃料噴射弁関係が5編，(4)燃料に関するものが9編，(5)燃焼安定性，保炎に関するものが8編，(6)燃焼器開発に関するものが9編となっている。以下に主な論文の概要を述べる。

(平成7年7月3日原稿受付)

2．低公害化

Lean Premix燃焼関係の件数が多く，Dry Low NOx Combustor(DLNC)の開発に関するもの(GT-255，335，406)，予混合用空気と希釈空気量が可変な構造の燃焼器(GT-48)，燃料噴射位置と旋回羽根の位置の変化が排出NOx，COに与える影響を調べたもの(GT-166)などがある。液体燃料に関しては予蒸発，予混合タイプと直噴タイプの排ガス特性を比較したもの(GT-276)，予混合気をセラミックファイバ表面で燃焼させる(GT-412)等がある。また，触媒燃焼に関する発表も件数が多かった(GT-65，137，164，351)。他には層流拡散火炎に蒸気噴射を行ったもの(GT-327)，DLNCを採用したガスタービンのフィールドテストでの計測をまとめたもの(GT-47，248)などがある。

3．モデル化

燃焼器の内部流れ，燃焼反応のモデル化や計算結果に関する発表も多い。燃焼器にCFDを適用

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

したもの(GT-108, 246)，Eddy Break Up model と Coherent Flame model を比較したもの（GT-168)，Jet-Stirred Reactor を用いて Lean Premix 燃焼での NOx 生成について研究しているもの（GT-107)，Well-Stirred Reactor での燃焼特性を把握したもの（GT-109)，燃焼器出口の NOx を単純なモデルで求めようとしたもの（GT-169)，高圧下での NO から NO_2 への転換をモデルと実験によって把握しようとしたもの（GT-306)，予混合燃焼からの NOx を Characteristic Time Model（CTM）という半経験的な相関モデルによって求めようとしたもの (GT-135) などがある。

4．燃料噴射弁

エアブラストノズル周りの流れ計算を行っているもの（GT-332)，種々のノズルの予蒸発，予混合性能を調べたもの（GT-330)，エアブラストとエアアシストノズルについて CFD による計算と計測結果を比較しているもの（GT-225)，パルス燃料を噴射することで燃焼振動を制御する燃料ノズルの研究（GT-224)，コールドスタート時の燃料噴射特性を調べたもの（GT-247）などがある。

5．燃　料

燃料によるデポジットに関する研究（GT-45, 49, 50, 103, 222)，燃料の熱安定性に関するもの（GT-68, 69, 223)，コーキングを防ぐための冷却に関するもの（GT-226）などがある。

6．燃焼安定性

旋回羽根の性能に関するもの（GT-331)，旋回のかかった水素拡散火炎について実験結果と計算結果を比較したもの（GT-307)，燃焼器の周方向からの噴流によって保炎しようとするもの（GT-71)，CFD をブラフボディ周りの流れに適用したもの(GT-102)，CARS，LDA を用いて旋回羽根後流の火炎構造を調べたもの（GT-64, 111, 112)，予混合噴流火炎の希薄吹き消え特性を計算によって調べたもの（GT-115）などが報告された。

7．燃焼器開発，その他

ディフューザの全圧損失について CFD による結果と計測値を比較したもの（GT-110)，排気ディフューザモデルの流れ計測を行ったもの（GT-139)，燃焼器にあいた空気孔の位置や大きさをパラメータとし，混合や温度分布を最適化する研究(GT-257, 313)，空気孔のポート形状の違いによる噴流への影響を CFD を用いて調べたもの (GT-414)，燃焼器で圧力上昇させる Pressure Gain 燃焼器に関するもの(GT-63)，アニュラ型燃焼器において旋回羽根の形状，空気孔の位置等の一次領域の設計が燃焼器性能に与える影響を調べたもの(GT-254)，Compressed Air Energy Storage (CAES) プラント用の燃焼器開発について詳細に述べたもの（GT-312）などがある。

8．あとがき

今大会の燃焼および燃料関係の発表論文を簡単に紹介した。航空用エンジン関係に比べ，産業用ガスタービン燃焼器に関する発表が圧倒的に多く，内容としては低公害関係の研究がやはり活発であった。特に NOx の濃度を示す縦軸の数値がまた一段と小さくなった印象を受けた。どの分野においても CFD, LDA, CARS などの計算，計測手法が積極的に取り入れられていた。全般的には発表内容が広い分野に渡り，基礎的な研究も多いこと，企業と大学，また数社の企業が論文の連名者となっている場合が以外と多いなどの印象を受けた。

8．制御と診断

石川島播磨重工業㈱ 龍 澤 正

1．まえがき

表記会議は，本年6月5日から8日までの4日間，米国テキサス州ヒューストンにおいて，

（平成7年7月17日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

したもの(GT-108, 246)，Eddy Break Up model と Coherent Flame model を比較したもの（GT-168)，Jet-Stirred Reactor を用いて Lean Premix 燃焼での NOx 生成について研究しているもの（GT-107)，Well-Stirred Reactor での燃焼特性を把握したもの（GT-109)，燃焼器出口の NOx を単純なモデルで求めようとしたもの（GT-169)，高圧下での NO から NO_2 への転換をモデルと実験によって把握しようとしたもの（GT-306)，予混合燃焼からの NOx を Characteristic Time Model（CTM）という半経験的な相関モデルによって求めようとしたもの (GT-135) などがある。

4．燃料噴射弁

エアブラストノズル周りの流れ計算を行っているもの（GT-332)，種々のノズルの予蒸発，予混合性能を調べたもの（GT-330)，エアブラストとエアアシストノズルについて CFD による計算と計測結果を比較しているもの（GT-225)，パルス燃料を噴射することで燃焼振動を制御する燃料ノズルの研究（GT-224)，コールドスタート時の燃料噴射特性を調べたもの（GT-247）などがある。

5．燃　料

燃料によるデポジットに関する研究（GT-45, 49, 50, 103, 222)，燃料の熱安定性に関するもの（GT-68, 69, 223)，コーキングを防ぐための冷却に関するもの（GT-226）などがある。

6．燃焼安定性

旋回羽根の性能に関するもの（GT-331)，旋回のかかった水素拡散火炎について実験結果と計算結果を比較したもの（GT-307)，燃焼器の周方向からの噴流によって保炎しようとするもの（GT-71)，CFD をブラフボディ周りの流れに適用したもの(GT-102)，CARS，LDA を用いて旋回羽根後流の火炎構造を調べたもの（GT-64, 111, 112)，予混合噴流火炎の希薄吹き消え特性を計算によって調べたもの（GT-115）などが報告された。

7．燃焼器開発，その他

ディフューザの全圧損失について CFD による結果と計測値を比較したもの（GT-110)，排気ディフューザモデルの流れ計測を行ったもの（GT-139)，燃焼器にあいた空気孔の位置や大きさをパラメータとし，混合や温度分布を最適化する研究(GT-257, 313)，空気孔のポート形状の違いによる噴流への影響を CFD を用いて調べたもの (GT-414)，燃焼器で圧力上昇させる Pressure Gain 燃焼器に関するもの(GT-63)，アニュラ型燃焼器において旋回羽根の形状，空気孔の位置等の一次領域の設計が燃焼器性能に与える影響を調べたもの(GT-254)，Compressed Air Energy Storage (CAES) プラント用の燃焼器開発について詳細に述べたもの（GT-312）などがある。

8．あとがき

今大会の燃焼および燃料関係の発表論文を簡単に紹介した。航空用エンジン関係に比べ，産業用ガスタービン燃焼器に関する発表が圧倒的に多く，内容としては低公害関係の研究がやはり活発であった。特に NOx の濃度を示す縦軸の数値がまた一段と小さくなった印象を受けた。どの分野においても CFD, LDA, CARS などの計算，計測手法が積極的に取り入れられていた。全般的には発表内容が広い分野に渡り，基礎的な研究も多いこと，企業と大学，また数社の企業が論文の連名者となっている場合が以外と多いなどの印象を受けた。

8．制御と診断

石川島播磨重工業㈱ 龍 澤 正

1．まえがき

表記会議は，本年6月5日から8日までの4日間，米国テキサス州ヒューストンにおいて，

（平成7年7月17日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

GEORGE R. BROWN CONVENTION CENTERを会場として開催された。当地はNASAの宇宙センターがあることで有名であるが，会議開催期間中に米国プロバスケットボール（NBA）の決勝リーグが当地所属のチーム（ROCKETS）によって争われていたこともありどことなく華やかな雰囲気であった。

筆者はこの会議に通産省工業技術院のサンシャイン計画の一環として，当社が日本碍子株式会社，日本特殊陶業株式会社の両社と共同で開発を行っているセラミックガスタービンの研究開発成果を発表する傍ら制御と診断関係のセッションを聴講したので，見聞した範囲内のことについて簡単に報告したい。従って，筆者の見聞に偏りのあることを予めご容赦願いたい。

2．会議全般

総セッション数110，発表論文数約460編である。このうち制御と診断関連の論文数は約20件あまりで，国別では米国12件，イタリア，ドイツ2件，フランス，ギリシャ，ノルウェー，イギリス1件と米国の論文数の多さが目立つ。機関別に分けると企業13件，国立機関4件，大学，3件であった。

制御と診断関連の論文の主な内訳は以下の通りである。

・コントロールと診断システム　6件
・性能診断　6件
・エミッションモニタリングとコントロール　5件
・センサー技術　3件

などである。

3．制御と診断関連

3.1 コントロールと診断システム

コントロールと診断システムに関して発表された論文としては，インレットガイドベーンなど可変機構を持つ2軸の工業用ガスタービンを対象としたシュミレーションモデルの構築とコントロールに関する報告（GT-348），ターボファンエンジンの制御においてスラスト，ストール余裕の2つの制御対象の最適化にファジー理論を用いた報告（GT-344）ヘリコプター用ターボシャフトエンジンのデジタルコントロールガバナーの開発に関する報告（GT-158），ガスタービンの性能予測とコントロールシステムにニューラルネットワークを適用し，従来法に比べ計算時間を減少させた報告（GT-157），ヘリコプター用ガスタービンの性能記録と解析診断システムの開発において，特にPCベースのポータブル型のものでエンジン各部の性能変化と正常時のデータとの相対性能比較よりエンジンの診断を行った報告（GT-161）等があった。

3.2 性能診断

性能診断システムの基礎データに関する報告として，ラジアル圧縮機の入口やディフューザ等のブロッケージ及びインペラの損傷が，各部の計測データと性能に及ぼす影響について実験的に検証したもの（GT-062）があった。

実際の性能診断システムの開発，評価等の報告として，コンバインドサイクル用の一軸式工業用ガスタービンプラントの非線形ダイナミックモデルを構築し，部分負荷特性の性能やコントロールを評価した報告(GT-061)，4基のタービンシステムを持つプラントのモニタリングと診断システムの開発に関するもので，PCベースのシステムを用いて振動と性能の診断が行なえるシステムを構築したという報告（GT-051），主なシステム構成として，エンジンコントロールシステム，エンジン保護システム，燃焼制御システムよりなる，50 MWクラスの発電ユニットのコントロールシステムの開発に関する報告（GT-206）等があった。

また，圧縮機の性能診断，コントロールに関する報告として，多段の圧縮機のモニタリングとサージング防止システム（GT-260）や化学プラント用の圧縮機のサージング防止コントロールシステム（GT-349）の開発等の報告がなされていた。

3.3 エミッションモニタリングとコントロール

ここ数年環境問題に注目が集まる中，制御やコントロール技術関係の報告に限らず，低NOx燃焼技術に関する報告が増加の傾向にある。

エミッションモニタリングの全般的な問題について報告したものに，燃焼過程のエミッションモニタリングとそのテストに関する最近の法律，規制や計測方法，計測技術をまとめたもの（GT-134）があった。

実際のエミッションモニタリングとコントロールに関す報告としては，ドライ低NOxガスタービンのシミュレーションモデルを用いた燃焼コン

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

トロールシステムの評価に関する報告（GT-347）や，そのドライ低NOxガスタービンのコントロールシステムを実際に開発し，テストセルにて実験的に評価を行った報告(GT-398)，25 MWクラス以下のガスタービン用のエミッションモニタリングシステムについて，そのシステムの概要，性能解析や性能予測に関するアルゴリズム等を紹介したもの（GT-415）等があった。

また，エミッションモニタリングや性能解析に用いるための実験式を実機の定常運転およびパートロード運転時におけるNOx，CO，CO_2，ハイドロカーボン等の計測データより求めた報告（GT-399）等があった。

3.4 センサー技術

高温流体の計測技術に関する報告として，サファイア管の先端に放射物を内挿した温度計測用プローブシステムの開発（GT-346）や，市販の圧力センサーに冷却システムを取り付け500～600°Cの流体の圧力変動を計測する圧力センサーの開発に関する報告（GT-345）があった。

また，ガスタービンの燃焼監視用の紫外線感知式フレームセンサーにSiCセンサーを用いて無冷却で275°Cまでの使用を可能とした報告（GT-323）があった。

4．まとめ

企業の報告が多かったせいか，各種プラントやガスタービンの制御システムの製品紹介が多かったという印象を受けた。

また，近年のPCのCPUの演算速度の増加に伴い，PCベースの高速度，小型のコントロールシステムに関する報告がめだった。

9．材料，構造および製造技術

㈱東芝 今井 潔

1．材料および製造技術

今回，Manufacturing Materials & Metallurgy Commitee主催のセッションは，表1に示すように6つのテーマ・35編（人）の講演・パネル発表より構成されていた。

論文の筆頭者の国別内訳は，米国6件，日本3件，南ア・伊各2件，英・中各1件であった。また，開設された6セッションのうち半数の3つがパネルセッションであった。

材料関係では，耐環境性重視の高Cr低Al材（GT-358，425）はもとより，高強度材として開発されたγ'体積率を重視し固溶強化も狙った高Al低Cr合金を対象とした研究（GT-365）も活発であった。製造技術では一方向凝固・単結晶化技術（GT-365，449）と共に，蒸気タービンで実績のある電解法による製造の試み（GT-272）が注目されていた。

表1 材料および製造技術分野のセッション題目，発表数

題目	発表数
Turbine Materials & Coating Performance	6
Trend in Materials and Manufacturing Technology for Turbine Components（パネルセッション）	5
Maintaining Current Technology Components	6
Advanced Welding Processes & Experience(パネルセッション)	6
Advanced Manufacturing Technology	6
Hot Section Coatings(パネルセッション)	6
合計	35

コーティングでは，プラズマスプレイ（GT-423）やTBC（GT-364）のみならず，スラリー法（GT-359）やパック法などの製膜手法において

（平成7年7月20日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

トロールシステムの評価に関する報告（GT-347）や，そのドライ低NOxガスタービンのコントロールシステムを実際に開発し，テストセルにて実験的に評価を行った報告(GT-398)，25 MWクラス以下のガスタービン用のエミッションモニタリングシステムについて，そのシステムの概要，性能解析や性能予測に関するアルゴリズム等を紹介したもの（GT-415）等があった。

また，エミッションモニタリングや性能解析に用いるための実験式を実機の定常運転およびパートロード運転時におけるNOx，CO，CO_2，ハイドロカーボン等の計測データより求めた報告（GT-399）等があった。

3.4 センサー技術

高温流体の計測技術に関する報告として，サファイア管の先端に放射物を内挿した温度計測用プローブシステムの開発（GT-346）や，市販の圧力センサーに冷却システムを取り付け500～600°Cの流体の圧力変動を計測する圧力センサーの開発に関する報告（GT-345）があった。

また，ガスタービンの燃焼監視用の紫外線感知式フレームセンサーにSiCセンサーを用いて無冷却で275°Cまでの使用を可能とした報告（GT-323）があった。

4．まとめ

企業の報告が多かったせいか，各種プラントやガスタービンの制御システムの製品紹介が多かったという印象を受けた。

また，近年のPCのCPUの演算速度の増加に伴い，PCベースの高速度，小型のコントロールシステムに関する報告がめだった。

9．材料，構造および製造技術

㈱東芝 今井 潔

1．材料および製造技術

今回，Manufacturing Materials & Metallurgy Commitee主催のセッションは，表1に示すように6つのテーマ・35編（人）の講演・パネル発表より構成されていた。

論文の筆頭者の国別内訳は，米国6件，日本3件，南ア・伊各2件，英・中各1件であった。また，開設された6セッションのうち半数の3つがパネルセッションであった。

材料関係では，耐環境性重視の高Cr低Al材（GT-358，425）はもとより，高強度材として開発されたγ'体積率を重視し固溶強化も狙った高Al低Cr合金を対象とした研究（GT-365）も活発であった。製造技術では一方向凝固・単結晶化技術（GT-365，449）と共に，蒸気タービンで実績のある電解法による製造の試み（GT-272）が注目されていた。

表1 材料および製造技術分野のセッション題目，発表数

題目	発表数
Turbine Materials & Coating Performance	6
Trend in Materials and Manufacturing Technology for Turbine Components（パネルセッション）	5
Maintaining Current Technology Components	6
Advanced Welding Processes & Experience(パネルセッション)	6
Advanced Manufacturing Technology	6
Hot Section Coatings(パネルセッション)	6
合計	35

コーティングでは，プラズマスプレイ（GT-423）やTBC（GT-364）のみならず，スラリー法（GT-359）やパック法などの製膜手法において

（平成7年7月20日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

も改良ならびに補修法研究が進められており，レインボーロータによる地道な検証が計画・実施（GT-360）されていることが印象的であった。

超合金の代替材としては，あとで述べるセラミックスが中心であり金属間化合物などの報告は見られなかった。

2．セラミックス

本分野は表2に示すように5つのセッション・22件の講演より構成されていた。表2にセッション題目，発表件数を示す。

執筆者の国別内訳は，米国18件，日本3件であり，ガスタービンへのCeramicsの適用研究はこの2ヵ国が中心となっている模様である。内容は米国のDOEなど国家プロジェクトの成果報告が中心であった。

セラミックス関係の対象材料は，高温強度重視の炭化珪素や窒化珪素のモノリシック系セラミックス（GT-75）と共に，近年は見かけの靱性向上を指向した長繊維複合セラミックス（Continuous-fiber ceramic matrix composites, CFCCs）の研究が活発となりつつある。本学会においても1つの独立したセッションが設けられていたことが印象的であった。ただし，評価対象の材料からCFCCs研究の進捗状況を見ると，複合化しやすい材料から部品化を試み，CFCCsが成り立つか否かの検討をしている段階（GT-386, 387）との感が否めない。マトリックス材・繊維いずれもCFCCsの本命材料を用いた本格的検討はいま暫く先

表2 セラミックス分野のセッション題目，発表数

題目	発表数
NDE of Ceramics & Coatings ……	4
Life Limiting Properties ……	7
Fablication Development for Ceramic Components ……	3
CFCC Applications for Gas Turbines ……	4
Stationaly Ceramic Turbine Development…	4
合計	22

（GT-405），との印象を受けた。

セラミックスのガスタービン適用研究では，自動車（GT-200, 250）やコ・ジェネ（GT-201, 264）などの小出力機用（GT-207, 445）はもとより，静止部品ではすでに航空用・発電用大型部品の検討も進められている（GT-105, 159, 249, 308, 383, 459）。それに伴い，長寿命化や寿命予測（GT-30, 31, 94, 236, 228, 388, 394）を視野に入れた長時間データベースの構築（GT-235, 237）にも着手されていた。

セラミックスの用途としては，以上述べた優れた耐熱性を求めるもののほか，硬さや高弾性率を生かしたベアリングへの適用研究（GT-389, 391, 392）も活発であり，航空機エンジンへの適用（GT-390）も検討される段階にまで達している。

10．展　示

三菱重工業㈱ 秋 田 栄 司

展示会場は，テキサス州ヒューストン市ダウンタウンのGeorge R. Brownコンベンションセンターである（写真1）。日本でまれな広大な1フロアの会場では，世界の主要ガスタービンメーカーや，大小の補機・部品メーカー，素材メーカー，部品補修・コーティングメーカー，計装メーカー等が，種々工夫を凝らした展示を行っていた。

しかし，エンジンや高温部品の実物展示は，従来と比べ少なくなった印象を受けた。これは私見だが，航空エンジンの売れ行きが思わしくない各国ジェットエンジンメーカーが，生き残りをかけ産業用ガスタービン市場への参入や技術の産業用への転用に全力を注いでおり，今まで以上に機密保持に留意している為ではないかと思われる。

（平成7年7月11日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

も改良ならびに補修法研究が進められており，レインボーロータによる地道な検証が計画・実施（GT-360）されていることが印象的であった。

超合金の代替材としては，あとで述べるセラミックスが中心であり金属間化合物などの報告は見られなかった。

2．セラミックス

本分野は表2に示すように5つのセッション・22件の講演より構成されていた。表2にセッション題目，発表件数を示す。

執筆者の国別内訳は，米国18件，日本3件であり，ガスタービンへのCeramicsの適用研究はこの2ヵ国が中心となっている模様である。内容は米国のDOEなど国家プロジェクトの成果報告が中心であった。

セラミックス関係の対象材料は，高温強度重視の炭化珪素や窒化珪素のモノリシック系セラミックス（GT-75）と共に，近年は見かけの靱性向上を指向した長繊維複合セラミックス（Continuous-fiber ceramic matrix composites, CFCCs）の研究が活発となりつつある。本学会においても1つの独立したセッションが設けられていたことが印象的であった。ただし，評価対象の材料からCFCCs研究の進捗状況を見ると，複合化しやすい材料から部品化を試み，CFCCsが成り立つか否かの検討をしている段階（GT-386, 387）との感が否めない。マトリックス材・繊維いずれもCFCCsの本命材料を用いた本格的検討はいま暫く先

表2 セラミックス分野のセッション題目，発表数

題目	発表数
NDE of Ceramics & Coatings ……	4
Life Limiting Properties ……	7
Fablication Development for Ceramic Components ……	3
CFCC Applications for Gas Turbines ……	4
Stationaly Ceramic Turbine Development…	4
合計	22

（GT-405），との印象を受けた。

セラミックスのガスタービン適用研究では，自動車（GT-200, 250）やコ・ジェネ（GT-201, 264）などの小出力機用（GT-207, 445）はもとより，静止部品ではすでに航空用・発電用大型部品の検討も進められている（GT-105, 159, 249, 308, 383, 459）。それに伴い，長寿命化や寿命予測（GT-30, 31, 94, 236, 228, 388, 394）を視野に入れた長時間データベースの構築（GT-235, 237）にも着手されていた。

セラミックスの用途としては，以上述べた優れた耐熱性を求めるもののほか，硬さや高弾性率を生かしたベアリングへの適用研究（GT-389, 391, 392）も活発であり，航空機エンジンへの適用（GT-390）も検討される段階にまで達している。

10．展　示

三菱重工業㈱ 秋 田 栄 司

展示会場は，テキサス州ヒューストン市ダウンタウンのGeorge R. Brownコンベンションセンターである（写真1）。日本でまれな広大な1フロアの会場では，世界の主要ガスタービンメーカーや，大小の補機・部品メーカー，素材メーカー，部品補修・コーティングメーカー，計装メーカー等が，種々工夫を凝らした展示を行っていた。

しかし，エンジンや高温部品の実物展示は，従来と比べ少なくなった印象を受けた。これは私見だが，航空エンジンの売れ行きが思わしくない各国ジェットエンジンメーカーが，生き残りをかけ産業用ガスタービン市場への参入や技術の産業用への転用に全力を注いでおり，今まで以上に機密保持に留意している為ではないかと思われる。

（平成7年7月11日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

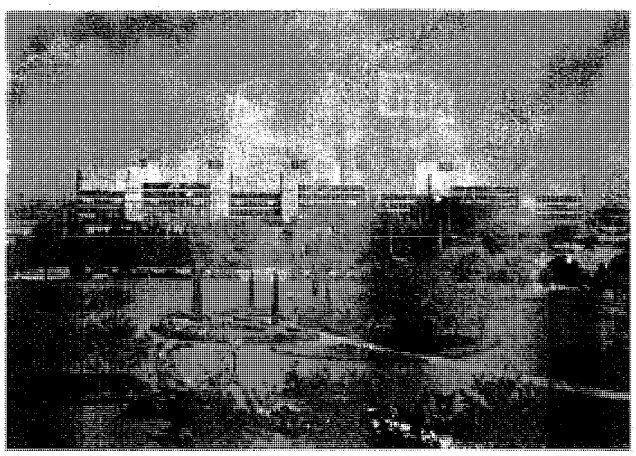


写真1

写真3

写真2

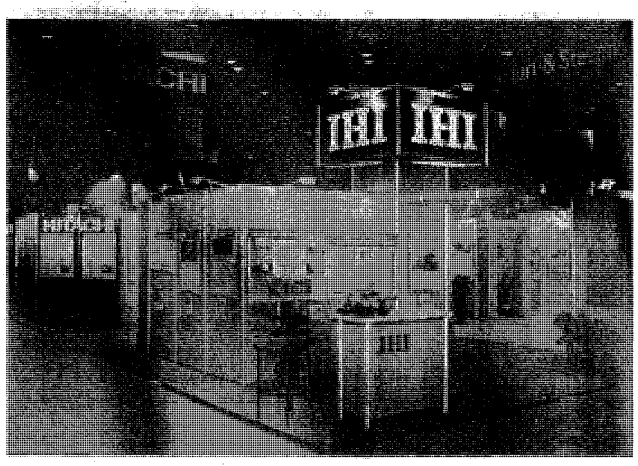


写真4

さて，ガスタービンメーカーの個々の展示内容を以下に紹介する。GEグループでは，General Electric（GE）社を中心に，Dresser Rand社，Stewart & Stevenson社，European Gas Turbines社，Nuovo Pignone社，日本からは日立製作所及び石川島播磨重工業が，各社の特色を生かしながら，グループの結束を示していた。中でもGE社は，今年5月中旬のEurope Power Genで発表した蒸気冷却式タービン翼採用の次世代ガスタービン‘Hシリーズ’中心の展示を行い，ジェット戦闘機の飛行場面から始まるPRビデオで，最新の航空エンジン技術をHシリーズに生かしているとの印象を与えていた（写真2）。又，パネルではIGCC（石炭ガス化コンバインドサイクル）に関するものが目立ち，21世紀のガスタービン産業の展望を示すものと感じられた。日立製作所は，中国電力柳井－2号，関西電力姫路第1－6号，中部電力川越－3号及び知多等の国内での実績を示すと共に，H-25及びH-15の自社開発機のパネルを，一方向凝固翼，単結晶翼，遮熱コーティング施行翼等の展示と共に紹介していた（写真3）。石川島播磨重工業は，LM-2500，LM-6000，IM-5000等の航空転用ガスタービンの実績と共に，スーパーゴミ焼発電への適用を紹介していた（写真4）。

三菱・Westinghouse Electric（WH）・Fiat Avio 3社のブースでは，三菱重工業は昨年のASME Turbo Expoで発表した次世代1,500℃級ガスタービン‘Gシリーズ’のパネル，Fシリーズでは Florida Power & Light Lauderdale，九州電力新大分－2号，関西電力姫路第1－5号，中部電力知多リパワリング等の国内外の実績を示すと共に，701Fの模型及びDLN燃焼器やタービン動静翼の実物展示，航空転用形ガスタービン

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

写真 5

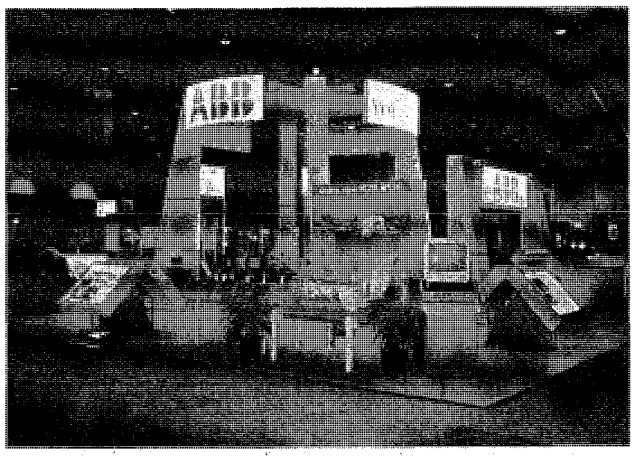


写真 7

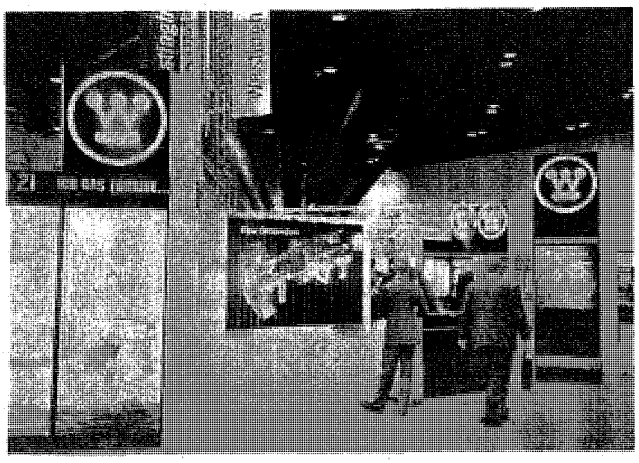


写真 6

MFT-8 のパネル，一方向凝固翼，単結晶翼及びセラミック翼の実物展示等の種々の紹介を行っていた(写真 5)。WH 社は，501 G の 1～4 段静翼の精鋳品及び三菱タイプ DLN 燃焼器の実物を展示すると共に，Rolls-Royce 社と共同開発中の WR-21 の模型及びパネルを紹介していた（写真 6)。WR-21 は ICR (Inter Cooled Recuperated) ガスタービンと呼ばれるもので，中間冷却を圧縮機に，再生器をタービンに用いる事により効率を上昇させ，更に部分負荷時も，可変タービン翼により排ガス温度を高く保ち，高効率を維持するものである。

ABB 社は，その開放的な四方からアクセスできるブースで，本年度展示の最優秀賞を得た（写真 7)。展示品としては，現在製作中の GT-24 のタービン動翼が多くの人の関心を集めていた。又，本ブースには ABB 社と関係を強めている川崎重工業の M 7 A-01 の模型も展示されていた。

なお，産業用大型ガスタービンメーカーの 1 つであるシーメンス社は，今回特に展示はなかった。

その他ガスタービンメーカーの展示では，Cooper Rolls/Rolls-Royce 社，Solar Turbines 社，United Technologies 社（Pratt & Whitney 社）等があり，Rolls-Royce 社は Cooper Rolls 社と共同で RB-211 の実物大模型，産業用 Treat 及び Coberra 6000 の模型，DLE (Dry Low Emission) 燃焼器の半割れ模型等を紹介していた。

その他目立ったのは，旧共産圏製ガスタービンや部品の展示である。例えば，カナダの Orenda 社はウクライナ製ガスタービンを紹介しており，軍需から民需への転換の流れがうかがわれた。

最後になりましたが，当方の撮影フィルムが現像失敗するという不測の事態に対し，日立製作所 菅原孝美殿，東芝 和泉敦彦殿，神奈川機器工業 粂昭殿等多くの方々から写真を提供戴きました。この場をかり深く感謝の意を表します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

研究だより

トヨタ自動車㈱　東富士研究所

トヨタ自動車㈱　樋　口　新一郎

1．はじめに

トヨタ自動車の東富士研究所は富士山の裾野に位置し，北西に富士山，東に箱根，西に愛鷹山系，南には駿河湾といった山と海に囲まれた環境にある（図1）。

この中で我々ガスタービン開発チームは，第2FP部（FP; Future Project）に所属し，将来の商品開発へ向け技術開発を積極的に進めている。

ここでは，東富士研究所のガスタービン開発の概要について紹介する。

2．開発の経緯

トヨタのガスタービン車開発は1964年に着手された。開発の経緯を振り返ってみると，その過程は調査研究，1軸式GT車開発，2軸式GT車開発，セラミック化開発の4つの時期に分けることができる。

(1)　1軸式　GT/Battery Hybrid System

70年代を中心にトヨタが行ったGT車実現に向けての挑戦が，ハイブリッド・システムの研究である。図2に示すこのシステムには1軸式GT 24エンジン（30 PS）が採用された。

このエンジンの出力軸は発電機に直結されており，出力は電気出力として取り出される。この電力はチョッパー制御でモーターに供給されタイヤを駆動する。余った電力はバッテリーの充電にあてられる。加速時等の大電力が必要な際には発電機とバッテリーの両方でモーターに電力供給し，大きな駆動力が得られるようになっている。

従って，車両重量に対してエンジンの出力は約半分の小さなエンジンで構成でき，またエンジンを車両の走行条件によらず熱効率の高い定格点近傍でのみ運転することにより，走行燃費の向上を得ることが本システムの特徴である。

(2)　2軸式GT車開発

続く80年代は開発努力をエンジンに集中するため，市販の変速機が使用できる2軸式エンジンの開発を進めた。

日野自工の大型バスにGT 31（330 PS，図3）を搭載し，路上走行を含む各種走行試験を実施し，実走行時に必要なエンジンの機能，特性等について多くのデータが得られた。

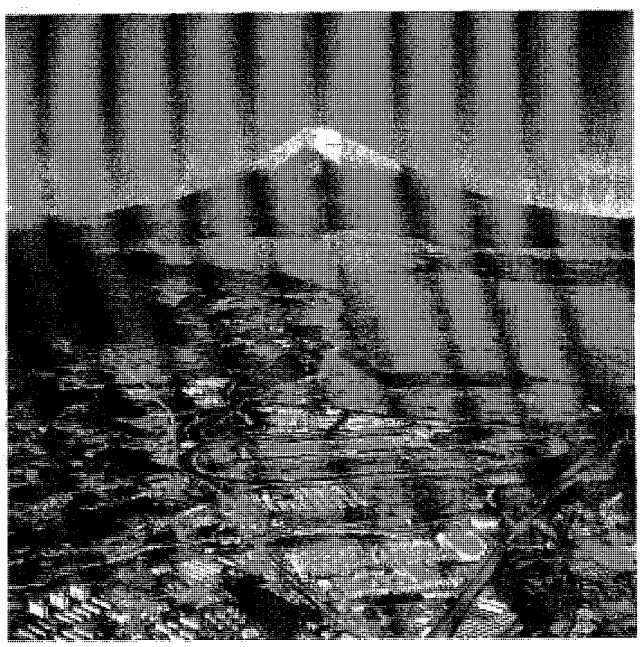


図1　東富士研究所全景

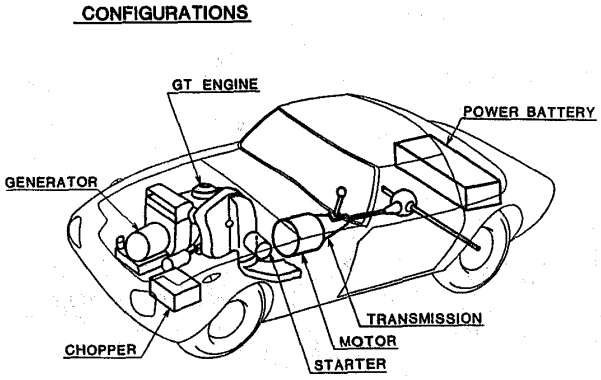


図2　GT/Battery Hybrid System 構成図

（平成7年6月30日原稿受付）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

87年の東京モーターショーでGT 41エンジン（150 PS，図4）を搭載したGT乗用車TOYOTA GTVを出品した。バス用のGT 31と比し空気流量が少ないことから熱交換器を1ヶとすると共に高圧タービンには輻流型を採用した。乗用車に特に要求される発進加速特性の向上をはかるため，エンジンと変速機の総合制御を行う等，乗用車としての完成度を高めた。

(3) セラミック化開発

GT 41エンジンをベースとしてタービン，燃焼器等の高温部品を逐次セラミック化することにより，ディーゼルエンジンを凌ぐ高効率のセラミックGTエンジンの開発を進めた。

また，国家プロジェクトであるCGTプロジェクトに㈱豊田中央研究所と共に参画し，制御系や圧縮機をはじめとするコンポーネント開発を分担している。

3．ガスタービン技術応用

ガスタービンは圧縮・燃焼・膨張・排気の各行程を各々独立したコンポーネントが分担しており1つのエンジンというよりもパワープラントの性格がある。従ってこれらのコンポーネントの組み合わせによって様々な種類の機械が構成でき，応用製品への拡がりが大きい。

トヨタでもガスタービン技術を応用し，生産部門，品質保証部門，技術部門との連携により，ターボチャージャやベル塗装機〔商品名；トヨタターボペインター〕を開発してきた。

図5はトヨタCTシリーズターボを示すが，このうちCT 9，12，20，26が生産され累計で300万台を越えている。

ターボペインターはガスタービン開発で得られた空気軸受けとエアタービン技術を用いた高速回転霧化静電塗装機であり，トヨタ車の塗装の高品質化及び塗料の省資源化に寄与している。

4．おわりに

以上トヨタにおけるガスタービン関係の開発状況について，その概要を紹介した。多くの分野で使用されている大型ガスタービンに較べ，小型ガスタービンの適用分野はまだ少ないが，省エネルギー，燃料多様化，優れた環境保全，高い機動性といった時代の要請に応える小型ガスタービンの研究開発を積極的に推進し，社会に貢献したいと願っている。

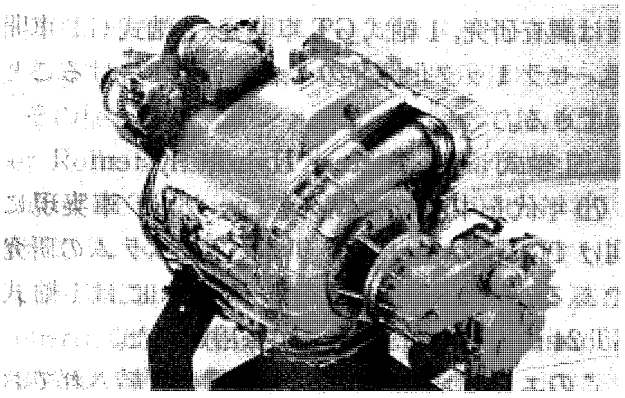


図4 GT 41エンジンの外観

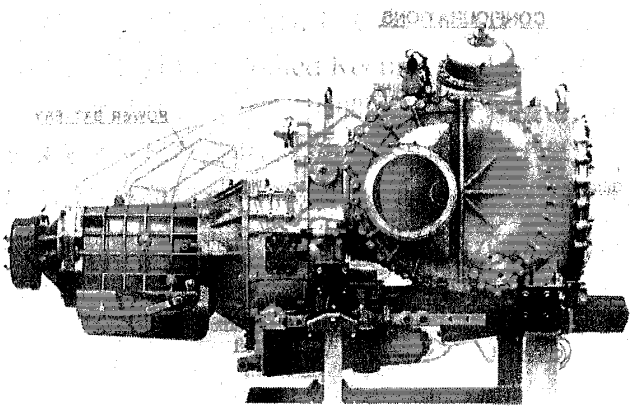


図3 GT 31エンジンの外観

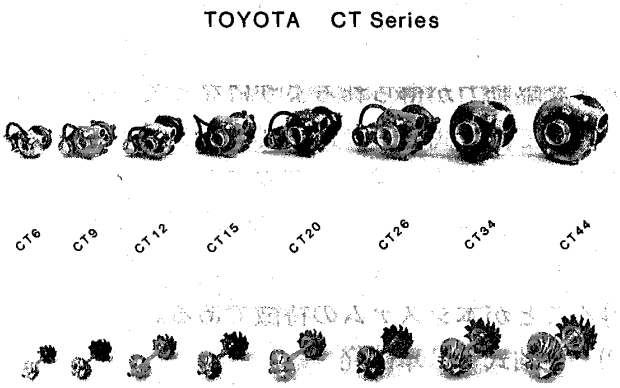


図5 CTシリーズターボチャージャ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

新製品紹介

携帯用ガスタービン発電機

日産自動車㈱　藤　川　泰　雄

1．まえがき

日産自動車㈱はガスタービンを用いた携帯用の発電機を開発し，発売することになった。

阪神大震災により，水，ガス及び電気が生活に欠くことのできない社会的インフラであることを再認識させられたことは記憶に新しい。

また，21世紀に向けてCALSに代表されるように世界的な情報の電子化が進展している一方，日常生活の中に定着して来ている電子機器などを始めとして，ムーバブルな電源にも商用電源のような電気品質が要求されるようになって来ている。

これからの時代，このような電源を生活の身近に持つようなシーンが多くなっていくように思う。

ガスタービンがコンパクトな原動機であることを，本誌で述べるまでもないが，発電用の機器は回転数など，現状では必ずしもガスタービンに適した技術になっていないように思われる。発電機の高速化なり，電力変換装置（インバータ）などのコンパクト化が望まれる。

2．特徴

携帯用ガスタービン発電機“Dynajet 2.6”（図1）は一軸再生式ガスタービン及びこれと直結して廻る高速発電機の技術により，従来のレシプロエンジンを用いた携帯用発電機と比べ，圧倒的に小形，軽量，低騒音，高電気品質を実現した新製品であり，これからの社会の要求に充分応えられるものと考えている。

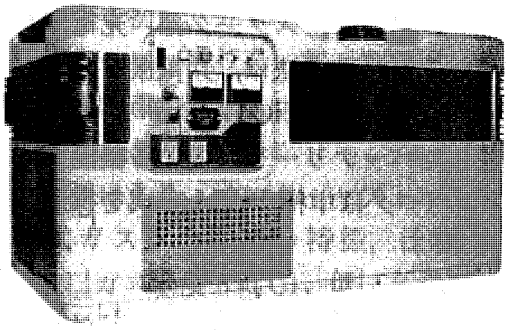


図1　携帯用ガスタービン発電機

3．構　造

本発電機の主要構成ユニットであるガスタービン－発電機部とその構造図をそれぞれ図2，図3に示す。

ガスタービンの空力部品は日産自動車が乗用車用に量産しているターボチャージャーの部品をベースにして，効率を確保するために圧縮機にディフーザベーンを，またタービンにはノズルを設けた。燃焼器は単缶逆流式，燃料噴射弁はシングルの圧力噴射弁を用いている。

ガスタービンと高速発電機の構成については，インペラーとタービンロータの間に発電機ロータを同軸上に配置する方式が最もコンパクトにすることができるが，熱的に厳しく，さらに軸受のヒートソークバックによるトラブルが予想されるため，この方式は止めインペラーとタービンロータを背面合わせとし，コールド側となるインペラーの方へ高速軸を延長し，この軸上に高速発電機のロータを配置し，このロータを挟む形で軸受を設ける構成とした。

また，発電効率の向上とユーザーが使用した際の安全性を考慮して，排気ガス温度を下げるため

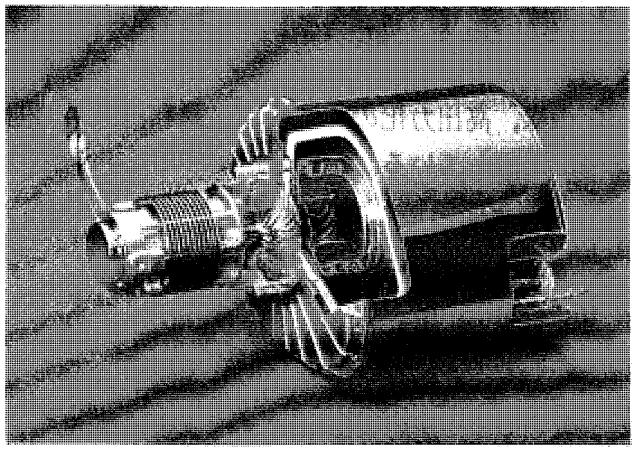


図2　ガスタービン－発電機部

（平成7年6月29日原稿受付）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

に，プレートフィンタイプの伝熱形熱交換器を持っている。

高速発電機の界磁には円筒上の永久磁石を用い，これをスリーブの外側へ嵌め込み，その両側にバランス板を，また磁石の外側へはシュリンクリングを焼ばめしている。

電力変換装置は，定電圧定周波数のインバータ部，エンジン制御部，スタータ部，充電部から構成されている。始動方法は，発電機をモータとして使う。その電源にはNiCdバッテリーを用い，始動で消費したバッテリーを充電する機能を持っている。インバータは単相PWM方式を採用している。

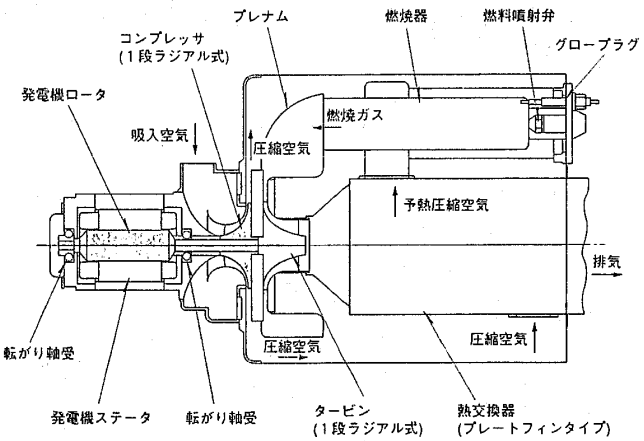


図3　ガスタービンと発電機の構造

表1　携帯用ガスタービン発電機主要諸元

形式		Dynajet NMGT-2.6DX
形態		防音パッケージ形
エンジン		一軸再生式ガスタービン
発電機		永久磁石式同期機
定格回転数		100，00rpm
交流出力	定格電圧	110V
	定格出力	2．6kVA
	周波数	50Hz／60Hz
	電圧変動率	定格電圧の3％以下
	電圧調整範囲	定格電圧の±10％
始動方式		スタータ始動方式
バッテリー		NiCd 26.4V 5000mAh
運転制御		全自動電子制御方式 負荷モード切替 自動停止機能付
使用燃料		軽油、灯油
使用潤滑油		タービン油
使用温度条件		－25～＋50℃
騒音レベル		55dBA（機側7m）
寸法		L835×W420×H440mm
乾燥重量		60kg

4．性　能

本発電機の性能諸元を表1に示す。

大きさ，重量は同出力クラスのレシプロ発電機のほぼ1/2であり，騒音レベルは最も低い。

始動時間は寒冷地においても，およそ30～40秒で，電圧が確立し負荷運転ができる。

また，実用上問題となる負荷投入時の耐力についても，インバータの設計電流容量にも依るが，同出力クラスのレシプロ発電機の許容投入負荷量のほぼ倍程度の能力がある。

本発電機は電気用品取締法の適用を受けるが，同法で定められている技術基準を満足している。さらに，防衛庁の定める発動発電機に対する規格をもあわせて満足している。

5．あとがき

これまでに展示会等を利用して，市場調査を行うと共に特定ユーザーにサンプル供給を行ってきている。

今後は，高出力化のシリーズ，熱利用製品の開発等を計画している。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

報告
日本ガスタービン学会

平成6年度第3回見学会及び技術懇談会報告

三井造船㈱　高　木　俊　幸

平成6年度最後となった第3回の見学会及び技術懇談会が2月10日㈮に北九州市若松地区にある電源開発㈱若松総合事業所・加圧流動床複合発電プラントにて開催された。この事業所はJR折尾駅から車にて約15分ほど走った所にあり，玄海灘に面した石炭火力発電所である。時期的には冬真っ直中であったが，企業及び大学の熱心な方々20名余りが参加し，発電設備の見学とこれに引き続き技術懇談会が行われた。

西亮地方委員会委員長の開会の挨拶，関房司所長の歓迎の挨拶に続き，西岡敏雄所長代理から若松総合事業所にて取り組んできた石炭燃焼発電プラントの開発の経緯の概要の紹介，平成6年9月に使用前検査に合格し，世界では4番目に発電運用を開始した総合出力71 MWの加圧流動床発電システム(PFBC)の紹介が行われた。流動床式発電システムは微粉炭焚きに比べて熱効率が高く，40～42%（送電端）が得られること，炉内で脱硫が行われるため低公害であること，加圧流動床は常圧流動床に比べて炉内圧力が11 atgと高いため大幅に小さくなることなどの説明を伺った。

見学した発電プラントは丁度定期点検中であり，加圧流動床を初め，ガスタービン（ABB社製）の高・低圧タービン取り合い部，制御室，休止中の常圧流動床内部などプラント全体をゆっくり見て回ることができた。

技術懇談に入り，インターセプトバルブを有する2軸式ガスタービンの特徴，仕様（出力15 MW，入口ガス温度830°C），低圧タービン動翼の改良，高性能脱じん装置に使用されているセラミックフィルター及びこのフィルターのオンラインクリーニングシステムの開発，プラントの運転制御・起動停止などについての活発な質疑応答が行われた。平成7年の暮れから，セラミックフィルターを含めた全システムでの連続運転時間を更新中であるが，世界的にも有数のPFBCプラントであるだけに，最新の技術力を用いて実績を築いていくとの決意が表明された。

最後に，多忙な中，見学会及び技術懇談会の開催に当たって，事前の準備並びにご案内・ご説明頂きました電源開発株式会社の皆様に心より感謝申し上げます。

（地方委員会幹事）

第23回定期講演会報告

東京工業大学　丸　田　芳　幸

平成7年6月2日に東京芝の機械振興会館において第23回ガスタービン定期講演会が開催された。制御・診断・計測のオーガナイズドセッションの9件の発表を含めて，全体で24件の研究発表が行なわれた。一般セッションの中でも伝熱・燃焼関係の発表が6件あり，流れの数値解析関連の発表も3件あって，共通するテーマの中で発表に対する熱心な質疑応答が繰り返されていた。昼過ぎ最初の特別講演では，三菱重工業の河合久孝氏に「ガスタービン用耐熱材料の現状と将来」のテーマで最近の耐熱材料の開発動向を解説して頂いた。高温に耐える結晶制御合金の特性から，それらを用いたガスタービン用ブレードの強度性能までを材料分野以外の研究者・技術者にも分かりやすく

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

報告
日本ガスタービン学会

平成6年度第3回見学会及び技術懇談会報告

三井造船㈱　高　木　俊　幸

平成6年度最後となった第3回の見学会及び技術懇談会が2月10日㈮に北九州市若松地区にある電源開発㈱若松総合事業所・加圧流動床複合発電プラントにて開催された。この事業所はJR折尾駅から車にて約15分ほど走った所にあり，玄海灘に面した石炭火力発電所である。時期的には冬真っ直中であったが，企業及び大学の熱心な方々20名余りが参加し，発電設備の見学とこれに引き続き技術懇談会が行われた。

西亮地方委員会委員長の開会の挨拶，関房司所長の歓迎の挨拶に続き，西岡敏雄所長代理から若松総合事業所にて取り組んできた石炭燃焼発電プラントの開発の経緯の概要の紹介，平成6年9月に使用前検査に合格し，世界では4番目に発電運用を開始した総合出力71 MWの加圧流動床発電システム(PFBC)の紹介が行われた。流動床式発電システムは微粉炭焚きに比べて熱効率が高く，40～42%（送電端）が得られること，炉内で脱硫が行われるため低公害であること，加圧流動床は常圧流動床に比べて炉内圧力が11 atgと高いため大幅に小さくなることなどの説明を伺った。

見学した発電プラントは丁度定期点検中であり，加圧流動床を初め，ガスタービン（ABB社製）の高・低圧タービン取り合い部，制御室，休止中の常圧流動床内部などプラント全体をゆっくり見て回ることができた。

技術懇談に入り，インターセプトバルブを有する2軸式ガスタービンの特徴，仕様（出力15 MW，入口ガス温度830°C），低圧タービン動翼の改良，高性能脱じん装置に使用されているセラミックフィルター及びこのフィルターのオンラインクリーニングシステムの開発，プラントの運転制御・起動停止などについての活発な質疑応答が行われた。平成7年の暮れから，セラミックフィルターを含めた全システムでの連続運転時間を更新中であるが，世界的にも有数のPFBCプラントであるだけに，最新の技術力を用いて実績を築いていくとの決意が表明された。

最後に，多忙な中，見学会及び技術懇談会の開催に当たって，事前の準備並びにご案内・ご説明頂きました電源開発株式会社の皆様に心より感謝申し上げます。

（地方委員会幹事）

第23回定期講演会報告

東京工業大学　丸　田　芳　幸

平成7年6月2日に東京芝の機械振興会館において第23回ガスタービン定期講演会が開催された。制御・診断・計測のオーガナイズドセッションの9件の発表を含めて，全体で24件の研究発表が行なわれた。一般セッションの中でも伝熱・燃焼関係の発表が6件あり，流れの数値解析関連の発表も3件あって，共通するテーマの中で発表に対する熱心な質疑応答が繰り返されていた。昼過ぎ最初の特別講演では，三菱重工業の河合久孝氏に「ガスタービン用耐熱材料の現状と将来」のテーマで最近の耐熱材料の開発動向を解説して頂いた。高温に耐える結晶制御合金の特性から，それらを用いたガスタービン用ブレードの強度性能までを材料分野以外の研究者・技術者にも分かりやすく

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

解説して頂き，好評であった。オーガナイズドセッションの制御・診断・計測というテーマは，ガスタービンの信頼性を向上するために異なる分野の研究者・技術者が一堂に会して討議や情報交換できる課題であり，今後も3，4年に一度はオーガナイズドセッションに取り上げると良いようである。総数24件の発表は2室で行なえる発表の限界であり，講演会の参加者数は148名で前回の参加者数よりは少なめであったが，朝早くから夕方まで熱心に聴講している参加者が多く見られた。講演会終了後は恒例の懇親会が機械振興会館の6階にて引き続き開催された。この懇親会の席上で，今年の秋季講演会の会場である新潟の紹介や，来年の秋季講演会を宮崎で開催する計画が進行中であることが報告された。今後も多数の会員が講演会に参加されることを希望するものである。なお，今回の定期講演から講演論文集がA4サイズになり，文字が少し大きくなって厚さが多少薄くなったので，見やすい講演論文集に生まれ変わったようである。

（学術講演会委員）

第1回ガスタービンフォーラム及び見学会報告

三井造船㈱ 高 木 俊 幸

平成7年度から，地方委員会がこれまで行ってきた「見学会及び技術懇談会」に代わって，その時々の技術テーマを中心としたフォーラム並びに見学会を行うことになった。その第1回目として，「次世代高速輸送テクノスーパーライナーとこれを支えるガスタービン技術」のテーマの下にテクノスーパーライナー技術研究組合の協賛を頂き，6月13日㈮三井造船株式会社千葉事業所にて“TSL”フォーラム及び見学会が開催された。当初，船内でのガスタービン及び関連機器の見学という事情を考慮し，30名の募集定員であったが，参加希望者が非常に多く，結局50名規模での開催となった。

当日，朝10時にJR八幡宿駅に集合し，2台のバスに分乗して会場に向かった。10時半に開会し，まず地方委員会委員長の西亮教授が開会の挨拶を行い，ついで千葉事業所長の岩崎達人氏から歓迎の挨拶を頂いた。また，木村総務部長からは事業所の概要についてご説明を頂いた。

見学は人数の関係から2班に分かれ，第1班はテクノスーパーライナーの見学の後ガスインジェクションディーゼル研究所（GIDE）の見学を，また第2班はその逆の順にて見学を行った。フォーラムにて菅井専務理事（テクノスーパーライナー技術研究組合）から説明を頂いたように，テクノスーパーライナーには空気圧力式複合支持船型（TSL-A，愛称『飛翔』と揚力式複合支持船型（TSL-F，愛称『疾風』）の2種が開発されたが，今回見学したのは前者の『飛翔』である。目指すテクノスーパーライナーは第2艇装岸壁に係留され，その白いモダンな船体を辺りに輝かせていた。船上で組み立て中の自動荷役装置の間を通って操縦室に入り一巡した後，急勾配の階段を下がり，アルミ製のくぐり戸を幾つか通った後，機関室に降りた。推進用ウオータージェットポンプを駆動するガスタービン（三菱重工業㈱開発MFT 8）が双胴部にあるエンクロージャ内に収められ，点検ドアから覗き見ることができた。この他，それほど広いとは言えない船内ではあるが，減速機や補助動力源が整然と配置されていた。再び，甲板に戻り，船首浮上ファン（リフトファン）を駆動しているガスタービン（ライカミング社製TF 40）を見学した。リフトファンは全部で8台あり，これを1台のガスタービン，3台のディーゼルにて各々2台ずつ駆動しているとの事であった。

TSLを後にして，第2班と入れ替わりにGIDEの見学を行った。制御室に入り，概要について説明を受けた。ここでは，LNGを主燃料とし，ディーゼルエンジンにて40,000 kWの発電（DSS運転）を行い，系統に供給しているとの事であっ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

解説して頂き，好評であった。オーガナイズドセッションの制御・診断・計測というテーマは，ガスタービンの信頼性を向上するために異なる分野の研究者・技術者が一堂に会して討議や情報交換できる課題であり，今後も3，4年に一度はオーガナイズドセッションに取り上げると良いようである。総数24件の発表は2室で行なえる発表の限界であり，講演会の参加者数は148名で前回の参加者数よりは少なめであったが，朝早くから夕方まで熱心に聴講している参加者が多く見られた。講演会終了後は恒例の懇親会が機械振興会館の6階にて引き続き開催された。この懇親会の席上で，今年の秋季講演会の会場である新潟の紹介や，来年の秋季講演会を宮崎で開催する計画が進行中であることが報告された。今後も多数の会員が講演会に参加されることを希望するものである。なお，今回の定期講演から講演論文集がA4サイズになり，文字が少し大きくなって厚さが多少薄くなったので，見やすい講演論文集に生まれ変わったようである。

（学術講演会委員）

第1回ガスタービンフォーラム及び見学会報告

三井造船㈱ 高 木 俊 幸

平成7年度から，地方委員会がこれまで行ってきた「見学会及び技術懇談会」に代わって，その時々の技術テーマを中心としたフォーラム並びに見学会を行うことになった。その第1回目として，「次世代高速輸送テクノスーパーライナーとこれを支えるガスタービン技術」のテーマの下にテクノスーパーライナー技術研究組合の協賛を頂き，6月13日㈮三井造船株式会社千葉事業所にて“TSL”フォーラム及び見学会が開催された。当初，船内でのガスタービン及び関連機器の見学という事情を考慮し，30名の募集定員であったが，参加希望者が非常に多く，結局50名規模での開催となった。

当日，朝10時にJR八幡宿駅に集合し，2台のバスに分乗して会場に向かった。10時半に開会し，まず地方委員会委員長の西亮教授が開会の挨拶を行い，ついで千葉事業所長の岩崎達人氏から歓迎の挨拶を頂いた。また，木村総務部長からは事業所の概要についてご説明を頂いた。

見学は人数の関係から2班に分かれ，第1班はテクノスーパーライナーの見学の後ガスインジェクションディーゼル研究所（GIDE）の見学を，また第2班はその逆の順にて見学を行った。フォーラムにて菅井専務理事（テクノスーパーライナー技術研究組合）から説明を頂いたように，テクノスーパーライナーには空気圧力式複合支持船型（TSL-A，愛称『飛翔』と揚力式複合支持船型（TSL-F，愛称『疾風』）の2種が開発されたが，今回見学したのは前者の『飛翔』である。目指すテクノスーパーライナーは第2艇装岸壁に係留され，その白いモダンな船体を辺りに輝かせていた。船上で組み立て中の自動荷役装置の間を通って操縦室に入り一巡した後，急勾配の階段を下がり，アルミ製のくぐり戸を幾つか通った後，機関室に降りた。推進用ウオータージェットポンプを駆動するガスタービン（三菱重工業㈱開発MFT 8）が双胴部にあるエンクロージャ内に収められ，点検ドアから覗き見ることができた。この他，それほど広いとは言えない船内ではあるが，減速機や補助動力源が整然と配置されていた。再び，甲板に戻り，船首浮上ファン（リフトファン）を駆動しているガスタービン（ライカミング社製TF 40）を見学した。リフトファンは全部で8台あり，これを1台のガスタービン，3台のディーゼルにて各々2台ずつ駆動しているとの事であった。

TSLを後にして，第2班と入れ替わりにGIDEの見学を行った。制御室に入り，概要について説明を受けた。ここでは，LNGを主燃料とし，ディーゼルエンジンにて40,000 kWの発電（DSS運転）を行い，系統に供給しているとの事であっ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

た。次に，機関室に入り，運転中のエンジンの回りを一周した。ガスタービンとは実に対照的で興味深かった。

午後にはフォーラムが開催された。まず，菅井専務理事から「超高速貨物船“テクノスーパーライナー”の研究開発」と題した基調講演があった。技術研究組合には造船7社が組合員として参加し，2種の船型を中心に研究開発を行い，目標である速力50ノット，貨物積載量1,000トン，航続距離500海里（930 km）を実現する技術を確立することができた事，動力源となるガスタービンの開発は技術研究組合の研究開発項目ではないが，例えば推進用ガスタービンの開発には三菱重工業㈱が自主的に取り組んだ事，今後は実用化を目指して全国各地を寄港し，実運航試験を行うことなどが報告された。

上松氏（三菱重工業㈱）は推進用ガスタービンとして使用されているMFT 8の仕様及び開発・運転実績などについて発表した。まずは出来立てのビデオにて，スクリーン上にTSL-Aが海上を疾走する姿が現れ，次にガスタービンの組み立てから運転試験，TSL船内からのエンジンの取り出しなどの様子などが分かりやすく紹介された。MFT 8はP&W社のガスジェネレータGG 8（ベースはJT 8 D）に3段のパワータービンを組み合わせた航空転用型エンジンであり，出力27 MW，効率39%と非常に高性能であることなどが報告された。

阿久津氏（三井造船㈱）は主にTSL-Aの浮上システムについて発表した。ポイントとして，水力抵抗の少ない船型，波浪中の安定走向，軽量大出力機関による高効率推進システム，軽量化と信頼性などを示した。双胴部と前後の船尾シールによって圧力1000 mmAqの空気室を作り浮上していること，ファンの駆動エンジンとして4000 SHPのガスタービン（TF 40）と2000 HPのディーゼルエンジンを用いていること，浮上用ファンの開発を行った事，2台のファンの連結軸にCFRP軸を開発し，220 kgの軸が9 kgに軽量化できたことなどが報告された。

岩本氏並びに中野氏（川崎重工業㈱）はTSL-F（揚力複合支持船型）の推進機関及び推進システムについて発表した。まず輸送機関の輸送速度と輸送量，輸送手段に関する基本的な関係及び展望について紹介があった。次に推進用の機関はALLISON-501 KFを採用したこと，実船ではSM 1 C, LM 2500, LM 5000などの搭載を計画していること，また，エンジン吸気管の試験，減速機試験を初め，ウオタージェットポンプ（WJP）の研究開発の結果などについて詳細な報告がされた。

各発表の後，TSLによる運航システムの経済性，将来性などの問題を初め，運航上の信頼性・安全性，燃料，WJPにおける吸気形状の問題など多くの点について活発に質疑応答がなされ，有意義なフォーラムとなったのではないかと思われる。

最後に，今回の“TSL”フォーラム及び見学会の開催に向けて事前に準備を行い，また当日色々とお世話頂いた三井造船㈱千葉事業所の方々に心より御礼申し上げます。

（地方委員会幹事）

第1回見学会報告　石川島播磨重工業㈱ 瑞穂工場ガスタービン発電研究所

㈱東芝　野　本　秀　雄

平成7年7月14日㈮，第1回見学会が開催されました。見学先は石川島播磨重工業㈱の瑞穂工場ガスタービン発電研究所でJR青梅線の羽村駅からバスで10分程の距離にあります。当日は，午前中の雨にもかかわらず，見学場所集合の時刻には夏空が広がり，まだ明けぬ梅雨を吹き飛ばす勢いとなりました。

今回の参加者は42名でユーザー，メーカ，各種研究所と多彩な参加者を得る事ができました。見学会に先立ち，学会企画委員会の益田委員長から

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

た。次に，機関室に入り，運転中のエンジンの回りを一周した。ガスタービンとは実に対照的で興味深かった。

午後にはフォーラムが開催された。まず，菅井専務理事から「超高速貨物船“テクノスーパーライナー”の研究開発」と題した基調講演があった。技術研究組合には造船7社が組合員として参加し，2種の船型を中心に研究開発を行い，目標である速力50ノット，貨物積載量1,000トン，航続距離500海里（930 km）を実現する技術を確立することができた事，動力源となるガスタービンの開発は技術研究組合の研究開発項目ではないが，例えば推進用ガスタービンの開発には三菱重工業㈱が自主的に取り組んだ事，今後は実用化を目指して全国各地を寄港し，実運航試験を行うことなどが報告された。

上松氏（三菱重工業㈱）は推進用ガスタービンとして使用されているMFT 8の仕様及び開発・運転実績などについて発表した。まずは出来立てのビデオにて，スクリーン上にTSL-Aが海上を疾走する姿が現れ，次にガスタービンの組み立てから運転試験，TSL船内からのエンジンの取り出しなどの様子などが分かりやすく紹介された。MFT 8はP&W社のガスジェネレータGG 8（ベースはJT 8 D）に3段のパワータービンを組み合わせた航空転用型エンジンであり，出力27 MW，効率39%と非常に高性能であることなどが報告された。

阿久津氏（三井造船㈱）は主にTSL-Aの浮上システムについて発表した。ポイントとして，水力抵抗の少ない船型，波浪中の安定走向，軽量大出力機関による高効率推進システム，軽量化と信頼性などを示した。双胴部と前後の船尾シールによって圧力1000 mmAqの空気室を作り浮上していること，ファンの駆動エンジンとして4000 SHPのガスタービン（TF 40）と2000 HPのディーゼルエンジンを用いていること，浮上用ファンの開発を行った事，2台のファンの連結軸にCFRP軸を開発し，220 kgの軸が9 kgに軽量化できたことなどが報告された。

岩本氏並びに中野氏（川崎重工業㈱）はTSL-F（揚力複合支持船型）の推進機関及び推進システムについて発表した。まず輸送機関の輸送速度と輸送量，輸送手段に関する基本的な関係及び展望について紹介があった。次に推進用の機関はALLISON-501 KFを採用したこと，実船ではSM 1 C, LM 2500, LM 5000などの搭載を計画していること，また，エンジン吸気管の試験，減速機試験を初め，ウオタージェットポンプ（WJP）の研究開発の結果などについて詳細な報告がされた。

各発表の後，TSLによる運航システムの経済性，将来性などの問題を初め，運航上の信頼性・安全性，燃料，WJPにおける吸気形状の問題など多くの点について活発に質疑応答がなされ，有意義なフォーラムとなったのではないかと思われる。

最後に，今回の“TSL”フォーラム及び見学会の開催に向けて事前に準備を行い，また当日色々とお世話頂いた三井造船㈱千葉事業所の方々に心より御礼申し上げます。

（地方委員会幹事）

第1回見学会報告　石川島播磨重工業㈱ 瑞穂工場ガスタービン発電研究所

㈱東芝　野　本　秀　雄

平成7年7月14日㈮，第1回見学会が開催されました。見学先は石川島播磨重工業㈱の瑞穂工場ガスタービン発電研究所でJR青梅線の羽村駅からバスで10分程の距離にあります。当日は，午前中の雨にもかかわらず，見学場所集合の時刻には夏空が広がり，まだ明けぬ梅雨を吹き飛ばす勢いとなりました。

今回の参加者は42名でユーザー，メーカ，各種研究所と多彩な参加者を得る事ができました。見学会に先立ち，学会企画委員会の益田委員長から

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

本見学会を快諾頂いた石川島播磨重工業殿に対して感謝の挨拶があり，引き続き，同社を代表して伊藤取締役から歓迎のお言葉，また，発電所概要の説明を吉本本部長補佐から頂きました。

同発電研究所のガスタービンはGE社の航空用CF 6-80 C 2ガスタービンを発電用に転用設計したものでLM 6000と呼ばれています。現在灯油を燃料とし，水噴射を伴うシンプルサイクルで運転されており，発電端の認可出力が41,200 kW，LHV基準の熱効率は37.5%のものです。本発電所での運転により，発電機器としての耐久性試験を行うとともに，状態管理技術，故障予防技術，保守・整備技術の確立を目指しています。また，このような試験運転をするとともにその速やかな起動特性を生かして，系統側のピーク電力の要求にも対応しています。

尚，今回の見学には発電研究所以外にも同社の宇宙関連技術も含まれていました。国際協力の中で進められている宇宙ステーションの構成機器，国産ロケットに登載されるターボポンプ，軌道・姿勢制御装置等の研究・開発をご説明頂き，過酷

な環境で使用される宇宙関連機器の開発の困難さと，同社の幅広い技術力を再認識させられました。

見学会終了後の質疑応答では燃焼技術，保守管理技術，使用材料などに対する質問が相次ぎ，予定していた時間を超過するほどで大変有意義な見学会となりました。

最後になりましたが，当日の猛暑にも拘らず懇切丁寧なご対応を頂きました同社の関係者の皆様に深く感謝申し上げます。

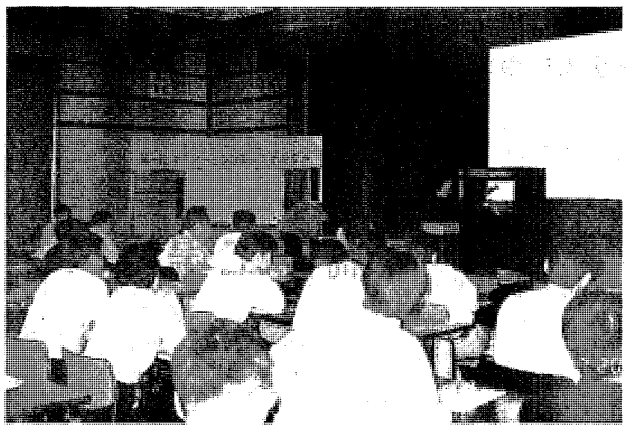
（企画委員）

第1回ガスタービン教育シンポジウム報告

㈱日立製作所 熱 田 正 房

平成7年7月20日，21日の2日間にわたり工学系学生を対象にした初めての試みである教育シンポジウムがひたちなか市厚生年金基金勝田会館にて開催された。今回のシンポジウムは工学の最先端技術の結集であり発展途上にあるガスタービンに関心と親しみを持ってもらおうとの目的で，講演と実際の研究開発，製造工場の見学とを併せた企画であり，総勢53名の大学院生，学部生の参加を得て実施された。

1日目は企画委員会の益田委員長より開会の挨拶と，工学部講義における用語とガスタービンの研究，開発，設計における用語の関連についての解説に引き続き，(1) 概論: 竹矢一雄氏，(2) ガスタービンと流体力学: 川池和彦氏，(3) ガスタービンと伝熱工学: 吉田豊明氏，(4) ガスタービンと燃



焼工学: 前田福夫氏による講演が昼食，コーヒーブレイクをはさみ行われた。昼休みには3本のガスタービン関連のビデオも放映され，講演終了後には懇親会も催されリラックスした雰囲気のなか

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

本見学会を快諾頂いた石川島播磨重工業殿に対して感謝の挨拶があり，引き続き，同社を代表して伊藤取締役から歓迎のお言葉，また，発電所概要の説明を吉本本部長補佐から頂きました。

同発電研究所のガスタービンはGE社の航空用CF 6-80 C 2ガスタービンを発電用に転用設計したものでLM 6000と呼ばれています。現在灯油を燃料とし，水噴射を伴うシンプルサイクルで運転されており，発電端の認可出力が41,200 kW，LHV基準の熱効率は37.5%のものです。本発電所での運転により，発電機器としての耐久性試験を行うとともに，状態管理技術，故障予防技術，保守・整備技術の確立を目指しています。また，このような試験運転をするとともにその速やかな起動特性を生かして，系統側のピーク電力の要求にも対応しています。

尚，今回の見学には発電研究所以外にも同社の宇宙関連技術も含まれていました。国際協力の中で進められている宇宙ステーションの構成機器，国産ロケットに登載されるターボポンプ，軌道・姿勢制御装置等の研究・開発をご説明頂き，過酷

な環境で使用される宇宙関連機器の開発の困難さと，同社の幅広い技術力を再認識させられました。

見学会終了後の質疑応答では燃焼技術，保守管理技術，使用材料などに対する質問が相次ぎ，予定していた時間を超過するほどで大変有意義な見学会となりました。

最後になりましたが，当日の猛暑にも拘らず懇切丁寧なご対応を頂きました同社の関係者の皆様に深く感謝申し上げます。

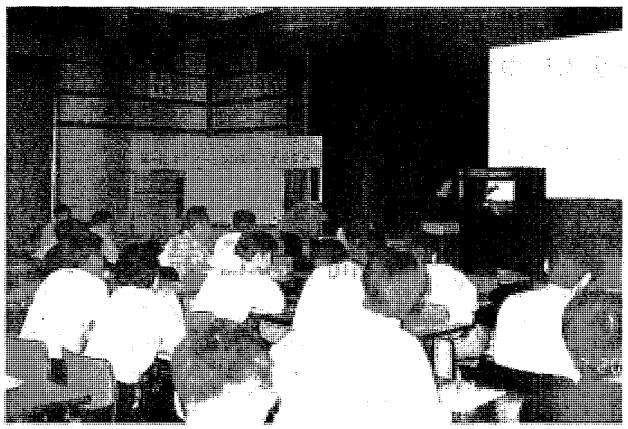
（企画委員）

第1回ガスタービン教育シンポジウム報告

㈱日立製作所 熱 田 正 房

平成7年7月20日，21日の2日間にわたり工学系学生を対象にした初めての試みである教育シンポジウムがひたちなか市厚生年金基金勝田会館にて開催された。今回のシンポジウムは工学の最先端技術の結集であり発展途上にあるガスタービンに関心と親しみを持ってもらおうとの目的で，講演と実際の研究開発，製造工場の見学とを併せた企画であり，総勢53名の大学院生，学部生の参加を得て実施された。

1日目は企画委員会の益田委員長より開会の挨拶と，工学部講義における用語とガスタービンの研究，開発，設計における用語の関連についての解説に引き続き，(1) 概論: 竹矢一雄氏，(2) ガスタービンと流体力学: 川池和彦氏，(3) ガスタービンと伝熱工学: 吉田豊明氏，(4) ガスタービンと燃



焼工学: 前田福夫氏による講演が昼食，コーヒーブレイクをはさみ行われた。昼休みには3本のガスタービン関連のビデオも放映され，講演終了後には懇親会も催されリラックスした雰囲気のなか

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

で，講演内容について講師の方への質問，学生相互及びガスタービンに携わる元学生の企画担当委員との意見交換，さらに学生代表の司会により各大学代表者からシンポジウムに参加した感想が一言ずつ述べられた。感想に替え，歌の発表もあり和気あいあいのうちに1日目を終了した。

2日目はチャーターされたバスで会館を出発，JR勝田駅に面した㈱日立製作所のガスタービン研究，開発施設を約2時間かけて見学，その後バスで同日立工場に移動，昼食後タービン製造ライン，コジェネセンター，及びガスタービン実機試験設備を約1時間半見学，JR日立駅で2日間にわたる教育シンポジウムを終了した。また，参加した学生の方々にはアンケートの協力をお願いしており，次回の企画に反映したいと考える。

最後に，講演，資料準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々，見学の受入れにあたり充分な準備と対応をいただいた日立製作所の方々に深く感謝申し上げます。

尚，本シンポジウムの費用の一部として㈶日本船舶振興会の補助を受けました。

（企画委員）

GTSJ 第20期委員名簿

総務委員会

有賀一郎（千葉工大）	飯島　久（荏　原）	江田武司（川　重）	川口　修（慶　大）
小森豊明（三菱重工）	藤本一郎（拓殖大）	三巻利夫（電中研）	吉川修平（高士電機GT研究所）

企画委員会

熱田正房（日　立）	阿部裕幸（機械技研）	江田武司（川　重）	井口和春（荏　原）
黒川　肇（新潟鉄工）	佐藤幹夫（電中研）	杉山勝彦（豊田中研）	中野博文（ヤンマー）
永盛和夫（IHI）	野本秀雄（東　芝）	橋本雅方（三井造船）	橋本良作（航技研）

編集委員会

相沢善吾（東　電）	石井潤治（東　芝）	川池和彦（日　立）	古賀　勉（三菱重工）
出川　通（三井造船）	中沢則雄（三菱自工）	水木新平（法政大）	宮下和也（IHI）
室田光春（ヤンマー）	渡辺紀徳（東　大）		

学術講演会委員会

大田英輔（早　大）	鈴木和雄（航技研）	荒木達雄（武蔵工大）	内山芳忠（機械技研）
加藤泰弘（日　立）	菅　進（船　研）	児玉秀和（IHI）	樋口新一郎（トヨタ）
藤本一郎（拓殖大）	前田福夫（東　芝）	丸田芳幸（荏原総研）	益田重明（慶　大）

会員委員会

能瀬弘幸（航技研）	池浦栄一（東京ガス）	石野寿生（日　立）	江田武司（川　重）
岸根　崇（三菱重工）	黒川英二郎（川　重）	進藤重美（航技研）	高村東作（日　産）
土屋利明（東　電）	長妻　宏（東　芝）	藤綱義行（IHI）	山本　聡（三井造船）
渡辺紀徳（東　大）			

技術情報センター委員会

柏原康成（神奈川工大）	濱　純（機械技研）	荒木達雄（武蔵工大）	井亀　優（船　研）
石橋洋二（日　立）	佐藤幹夫（電中研）	田丸　卓（航技研）	長島　昭（慶　大）
萬代重実（三菱重工）	安　昭八（IHI）	山田正彦（東　芝）	

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

で，講演内容について講師の方への質問，学生相互及びガスタービンに携わる元学生の企画担当委員との意見交換，さらに学生代表の司会により各大学代表者からシンポジウムに参加した感想が一言ずつ述べられた。感想に替え，歌の発表もあり和気あいあいのうちに1日目を終了した。

2日目はチャーターされたバスで会館を出発，JR勝田駅に面した㈱日立製作所のガスタービン研究，開発施設を約2時間かけて見学，その後バスで同日立工場に移動，昼食後タービン製造ライン，コジェネセンター，及びガスタービン実機試験設備を約1時間半見学，JR日立駅で2日間にわたる教育シンポジウムを終了した。また，参加した学生の方々にはアンケートの協力をお願いしており，次回の企画に反映したいと考える。

最後に，講演，資料準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々，見学の受入れにあたり充分な準備と対応をいただいた日立製作所の方々に深く感謝申し上げます。

尚，本シンポジウムの費用の一部として㈶日本船舶振興会の補助を受けました。

（企画委員）

GTSJ 第20期委員名簿

総務委員会

有賀一郎（千葉工大）	飯島　久（荏　原）	江田武司（川　重）	川口　修（慶　大）
小森豊明（三菱重工）	藤本一郎（拓殖大）	三巻利夫（電中研）	吉川修平（高士電機GT研究所）

企画委員会

熱田正房（日　立）	阿部裕幸（機械技研）	江田武司（川　重）	井口和春（荏　原）
黒川　肇（新潟鉄工）	佐藤幹夫（電中研）	杉山勝彦（豊田中研）	中野博文（ヤンマー）
永盛和夫（IHI）	野本秀雄（東　芝）	橋本雅方（三井造船）	橋本良作（航技研）

編集委員会

相沢善吾（東　電）	石井潤治（東　芝）	川池和彦（日　立）	古賀　勉（三菱重工）
出川　通（三井造船）	中沢則雄（三菱自工）	水木新平（法政大）	宮下和也（IHI）
室田光春（ヤンマー）	渡辺紀徳（東　大）		

学術講演会委員会

大田英輔（早　大）	鈴木和雄（航技研）	荒木達雄（武蔵工大）	内山芳忠（機械技研）
加藤泰弘（日　立）	菅　進（船　研）	児玉秀和（IHI）	樋口新一郎（トヨタ）
藤本一郎（拓殖大）	前田福夫（東　芝）	丸田芳幸（荏原総研）	益田重明（慶　大）

会員委員会

能瀬弘幸（航技研）	池浦栄一（東京ガス）	石野寿生（日　立）	江田武司（川　重）
岸根　崇（三菱重工）	黒川英二郎（川　重）	進藤重美（航技研）	高村東作（日　産）
土屋利明（東　電）	長妻　宏（東　芝）	藤綱義行（IHI）	山本　聡（三井造船）
渡辺紀徳（東　大）			

技術情報センター委員会

柏原康成（神奈川工大）	濱　純（機械技研）	荒木達雄（武蔵工大）	井亀　優（船　研）
石橋洋二（日　立）	佐藤幹夫（電中研）	田丸　卓（航技研）	長島　昭（慶　大）
萬代重実（三菱重工）	安　昭八（IHI）	山田正彦（東　芝）	

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

伝言板

伝言板　9509 A

3rd ISAIF 開催のお知らせ

Third International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows（第3回内部流れの実験および計算空気熱力学国際会議）が，来年，北京で開催されます。会員各位の積極的な参加を期待します。

・開催期日: 1996年9月1日から6日　・開催場所: 北京

・論文募集範囲: ガスタービン要素の流れ，衝撃波と境界層流れ，熱伝達，音響，空力弾性，化学反応，多相流，実験計測技術など全ての分野が対象

・アブストラクト期限: 1995年10月1日　・原稿期限: 1996年3月15日

・詳細は次にお問い合わせ下さい。

Prof. YU Shen, Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, P.O.Box 2706, Beijing, 100080, China

・送信者: 長島利夫（東　大）　Tel 03-3812-2111(6606)
高田浩之（東海大）　Tel 0463-58-1211(4344)

伝言板

伝言板　9509 B

サイエンス・ボランテイア募集について

㈳日本工学会では，下記の要領で「サイエンス・ボランテイア」の募集を行っています。サイエンス・ボランテイア制度は，青少年や社会人に科学技術についての正しい知識と理解を深めて貰うために，大学・高等専門学校・高校などの教育機関で専門家として活躍された方，特殊な技術をもっている方々の協力を得て，文部省が今年度から実施するものです。日本工学会では文部省の委託を受けて，サイエンス・ボランテイアの名簿を作成し，都道府県の教育委員会などサイエンス・ボランテイアを必要とする機関にボランテイア情報を提供します。どうぞ気楽にお問い合わせ下さい。

1．応募期日: 常時受け付けます。ただし，本年度は初めてであり，一応の期限を10月末日とします。

2．応募資格: 特に資格条件はありません。ボランテイアとして青少年・社会人に科学技術のおもしろさを教えたり，一緒に楽しめる方を望みます。

3．応募方法と審査: ハガキに氏名，年齢，性別，連絡先住所，同電話番号を記して，日本工学会（下記）まで登録用紙を請求し，お申し込み下さい。日本工学会では，会に設けた「サイエンス・ボランテイア企画委員会」において審査を行い，結果をお知らせします。

4．連絡・問い合わせ先：㈳日本工学会「サイエンス・ボランテイア係」
107 東京都港区赤坂9-6-41　乃木坂ビル，Tel 03-3475-4621　Fax 03-3403-1738

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06

有料会告

産業科学技術研究開発制度
第２回超音速輸送機用推進システム国際シンポジウム
プログラム

主　催：　超音速輸送機用推進システム技術研究組合、財団法人日本産業技術振興協会、協議会
後　援：　通商産業省工業技術院、新エネルギー・産業技術総合開発機構
開催日：　平成７年１０月１９日（木）－２０日（金）　（９時開場）
会　場：　ＴＥＰＩＡホール　（〒107 東京都港区北青山 2-8-44　TEL 03-5474-6119　＊電話は当日限り有効）
交　通：　営団地下鉄･銀座線「外苑前」駅より徒歩５分　（秩父宮ラグビー場隣）
参加登録費：　無　料
使用言語：　日本語および英語　（同時通訳）
問合せ先：　超音速輸送機用推進システム技術研究組合（ＨＹＰＲ）
〒112 東京都文京区小日向 4-2-6 小石川ISﾋﾞﾙ 2階　TEL 03-5684-5180　FAX 03-5684-7540

1. October 19 (Thurs.)

09:30 - 09:35　OPENING ADDRESS

09:35 - 09:45　GREETINGS

(AIST)
(NEDO)

09:45 - 10:00　HYPR PROGRAM OVERVIEW

A-1. R&D Status of HYPR Program　*S. Abe (HYPR)*

10:00 - 13:00　RAMJET

R-1. Experimental Study on Methane-Fuel Ram Combustor　*Y. Kinoshita (KHI)*
R-2. Use of Numerical Approach in the Prediction of NOx Emissions in Ramcombustor　*E. David (SNECMA)*
R-3. An Approach to Reduce NOx Satisfying Ramjet Combustor Requirements　*K. Suzuki (NAL)*
R-4. Ramcombustor Direct-Connect Test　*K. Gallagher (UTC)*
R-5. Starting Loads in Engine Wind Tunnels　*T. Shimura (NAL･KRC)*
R-6. Ramjet System Freejet Test Status　*H. Kimura (KHI)*

14:00 - 15:00　GUEST LECTURE (1)

G-1. Overview of NASA's High-Speed Research Program　*Mr. L. J. Williams (NASA)*

15:10 - 17:40　TURBOJET COMPONENTS

T-1. Test Results of High Performance Turbo Components　*T. Kawakubo (IHI)*
T-2. Turbofan LP Components Research　*N. Kuno (MHI)*
T-3. Core Engine Emissions Control Technology for an SST/HST　*M. Spooner (RR)*
T-4. Turbojet Combustor Research　*H. Ogata (KHI)*
T-5. Heat Pipe Cooling System for Ultra High Temperature Turbines　*T. Yoshida (NAL)*
T-6. Low NOx Emissions from Non-Premixed Swirl Burner Modules for the HYPR Turbojet　*S. Hayashi (NAL)*

17:40 - 18:10　CONTROL & MEASUREMENTS (1)

M-1. Multi-Variable Control for VCE　*T. Tamura (IHI)*

2. October 20 (Fri.)

09:10 - 10:00　CONTROL & MEASUREMENTS (2)

M-2. Laser Aided Flow Visualization　*A. Ooiwa (NRLM)*
M-3. High Temperature Lubricants and Machine Elements　*T. Yoshioka (MEL)*

10:05 - 13:10　ENGINE SUBSYSTEM (1)

E-1. Recent Progress of the CFD Researches in HYPR Program　*O. Nozaki (NAL)*
E-2. Recent Progress of Air-Intake Research for HYPR Program at NAL　*K. Sakata (NAL)*
E-3. Internal Flow Field and Performance of Two-Dimensional Ejector Nozzles　*M. Sasaki (NAL)*
E-4. Research Status of Combined Intake in HYPR Program　*Y. Utaka (MHI)*
E-5. Numerical Study of a Hypersonic Inlet for a SST/HST Engine　*J. M. Gippet (SNECMA)*

14:00 - 15:00　GUEST LECTURE (2)

G-2. Supersonic Commercial Transport - A Global Project　*Mr. I. G. Gray (BAe)*

15:10 - 17:20　ENGINE SUBSYSTEM (2)

E-6. Combined Nozzle Research　*K. Kishi (MHI)*
E-7. Underexpanded Supersonic Jet Noise Reduction and Jet Thrust Loss by Tab Suppressor　*H. Oinuma (NAL)*
E-8. Mizuho Test Results of Parametric Study on Mixer Ejector　*T. Watanabe (IHI)*
E-9. Research of High-Performance Thermal Barrier Coating　*M. Suzuki (ONRI)*
E-10. Lubrication System Heat Load Analysis for High Mach Gas Turbine Engine　*J. L. Cabe (GE)*

17:30 - 18:20　TOTAL SYSTEM

S-1. Research and Development Status of Turbojet Engine Demonstrator　*T. Fujimura (IHI)*
S-2. Research and Development Status of Combined Cycle Engine Demonstrator　*H. Miyagawa (IHI)*

18:30　CLOSING ADDRESS

KEIRIN　このシンポジウムは、競輪の補助金を受けて開催いたします。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

会費納入・自動振替のお願い

今年度会費（正会員 5000 円　学生会員 2500 円）を未納の方は，至急事務局宛お送り下さいますようお願い申し上げます。又，以前よりお願い致しております「会費の自動振替制度」につき再度お願い申し上げます。未だ手続きをされていない方は，過日お送りしました振込依頼書又は巻末の会誌のとじ込み用紙にご記入の上，事務局宛お送り下さい。

後記

9 月号は新編集委員会メンバーで発行する最初の会誌となりますが実質的な内容構成，執筆依頼などは前期編集委員会でお膳立てするのがきまりです。従って本号発刊にあたってのインサイドストーリー，特に ASME 見聞記執筆依頼にまつわる苦労話は前期編集委員会 9 月号担当の和泉委員（東芝）他の胸の内にしまいこまれていますが，近くでその状況に接していた立場での感想は何か新しい工夫が必要な時期に来たな，というものです。菅委員長以下新編集委員会では来年の学会誌 A 4 判化へむけての検討を始めたところですが，ASME 見聞記のありかたについても議論することになりそうです。

A 4 判になると字数としての容量がふえるのでそれをどのように生かすかが重要なポイントで，まずこの点に関する考え方を整理しつつあるのが現状です。これ迄に出てきている意見としては，技術論文をより充実したものにしたい，と同時に多くの会員に読まれる内容でなければならない，特集号が多すぎて他の学協会誌も考慮すると重複傾向にある，読者としての会員の声をもっと誌面に反映させたい，等ですが，最後の項目については今 9 月号から先取りする形で会員からの情報を自由に載せられる「伝言板」を設けました。是非ご活用ください。また，本学会誌 A 4 判化へ向けての議論も今年いっぱいかけて行うことになりますので種々の場面，種々の形でご意見をおきかせください。

（編集委員　永野　　進）

〔事務局だより〕

長雨続きだった梅雨時から一転して 30 度を越す猛暑の毎日でここ新宿のビルの一室もクーラーがうなり声を上げています。羽音をさせていつもはうるさい程窓辺にやって来るハトも，近頃はどこか木陰ででも休んでいるのか，コトリともしません。

さて，人間の方も暑さで少々バテ気味ながら，秋の新潟での講演会（もっとも，この学会誌が皆様のお手元に届く頃には秋季講演会は終わっているのですが），横浜での国際会議，大阪でのフォーラムの準備にといつもと同じように追われています。

7 月に行なわれた当学会はじめての試みである学生さん対象の“教育シンポジウム”は大変盛況でした。会が終わったあとの質問用紙もたくさん出され，講師の方々からの回答，説明を求めるなど参加の学生さん達は非常に熱心でした。このように新しく企画開催された行事が盛会に終了することが出来たというのは大変嬉しいことです。今秋の横浜での国際会議もたくさんの参加者に恵まれればと祈る思いで準備を進めている今日この頃です。　[A]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

会費納入・自動振替のお願い

今年度会費（正会員 5000 円　学生会員 2500 円）を未納の方は，至急事務局宛お送り下さいますようお願い申し上げます。又，以前よりお願い致しております「会費の自動振替制度」につき再度お願い申し上げます。未だ手続きをされていない方は，過日お送りしました振込依頼書又は巻末の会誌のとじ込み用紙にご記入の上，事務局宛お送り下さい。

後記

9 月号は新編集委員会メンバーで発行する最初の会誌となりますが実質的な内容構成，執筆依頼などは前期編集委員会でお膳立てするのがきまりです。従って本号発刊にあたってのインサイドストーリー，特に ASME 見聞記執筆依頼にまつわる苦労話は前期編集委員会 9 月号担当の和泉委員（東芝）他の胸の内にしまいこまれていますが，近くでその状況に接していた立場での感想は何か新しい工夫が必要な時期に来たな，というものです。菅委員長以下新編集委員会では来年の学会誌 A 4 判化へむけての検討を始めたところですが，ASME 見聞記のありかたについても議論することになりそうです。

A 4 判になると字数としての容量がふえるのでそれをどのように生かすかが重要なポイントで，まずこの点に関する考え方を整理しつつあるのが現状です。これ迄に出てきている意見としては，技術論文をより充実したものにしたい，と同時に多くの会員に読まれる内容でなければならない，特集号が多すぎて他の学協会誌も考慮すると重複傾向にある，読者としての会員の声をもっと誌面に反映させたい，等ですが，最後の項目については今 9 月号から先取りする形で会員からの情報を自由に載せられる「伝言板」を設けました。是非ご活用ください。また，本学会誌 A 4 判化へ向けての議論も今年いっぱいかけて行うことになりますので種々の場面，種々の形でご意見をおきかせください。

（編集委員　永野　　進）

〔事務局だより〕

長雨続きだった梅雨時から一転して 30 度を越す猛暑の毎日でここ新宿のビルの一室もクーラーがうなり声を上げています。羽音をさせていつもはうるさい程窓辺にやって来るハトも，近頃はどこか木陰ででも休んでいるのか，コトリともしません。

さて，人間の方も暑さで少々バテ気味ながら，秋の新潟での講演会（もっとも，この学会誌が皆様のお手元に届く頃には秋季講演会は終わっているのですが），横浜での国際会議，大阪でのフォーラムの準備にといつもと同じように追われています。

7 月に行なわれた当学会はじめての試みである学生さん対象の“教育シンポジウム”は大変盛況でした。会が終わったあとの質問用紙もたくさん出され，講師の方々からの回答，説明を求めるなど参加の学生さん達は非常に熱心でした。このように新しく企画開催された行事が盛会に終了することが出来たというのは大変嬉しいことです。今秋の横浜での国際会議もたくさんの参加者に恵まれればと祈る思いで準備を進めている今日この頃です。　[A]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

国産ガスタービン・過給機資料集
統計・生産実績・仕様諸元
[1994年度版]
頒布のお知らせ

遅れておりました標記資料集が，ようやく発行の運びとなりました。

この資料集は，本会が毎年調査しております国産のガスタービン・過給機の生産統計資料を過去5年分（1989～1993）取り纏めたもので，近年の動向が豊富なデータと共に分かり易く述べられています。

この資料集を下記により頒布いたしますので，是非ともご検討の上，お申し込み下さい。

記

1．頒布実費　1部　6,000円（送料は別に申し受けます）
2．割引制度　20部以上一括申し込みの場合
　　1部につき　5,000円（送料は学会負担）
3．申込方法　葉書又はFAXに名前・住所・電話番号・申し込み部数を記入の上，学会事務局までお申し込み下さい。

伝言板

伝言板

「伝言板」試行のお知らせ

学会誌に「会員の比較的自由な情報交換の場」を設けてはどうかという考えから，投書欄「伝言板」を試行的に開設することになりました。来年6月号から本学会誌はA4版になりますので，3月号までの間を試行期間とします。いろいろに利用してみて下さい。

・会員から会員への情報提供の場とします。内容についての問い合わせは読者から直接，発信者（投稿者）に届くように，発信者の連絡先を文中に入れて下さい。
・原則として会誌の空スペースに掲載します。従って，原稿の長さは，1/2ページ以下(40字×20行程度まで）とします。掲載は無料とします。
・内容は日本ガスタービン学会の目的の範囲とし，投稿者は会員とします。内容例としては国際会議案内，施設公開・研究発表会などの案内，資料提供・資料探し，研究会呼びかけ，学会誌記事に対する感想・意見，学会への希望・提案などが考えられます。なお，共催・協賛・後援する行事のリストは別に掲載します。営利宣伝はのぞきます。
・投稿される場合は，掲載を希望する会誌発行の1.5月前までに原稿を編集委員会（事務担当: ニッセイエブロ）までお送り下さい。採否は編集委員会で決定します。

（編集委員会）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

国産ガスタービン・過給機資料集
統計・生産実績・仕様諸元
[1994年度版]
頒布のお知らせ

遅れておりました標記資料集が，ようやく発行の運びとなりました。

この資料集は，本会が毎年調査しております国産のガスタービン・過給機の生産統計資料を過去5年分（1989～1993）取り纏めたもので，近年の動向が豊富なデータと共に分かり易く述べられています。

この資料集を下記により頒布いたしますので，是非ともご検討の上，お申し込み下さい。

記

1．頒布実費　1部　6,000円（送料は別に申し受けます）
2．割引制度　20部以上一括申し込みの場合
　　1部につき　5,000円（送料は学会負担）
3．申込方法　葉書又はFAXに名前・住所・電話番号・申し込み部数を記入の上，学会事務局までお申し込み下さい。

伝言板

伝言板

「伝言板」試行のお知らせ

学会誌に「会員の比較的自由な情報交換の場」を設けてはどうかという考えから，投書欄「伝言板」を試行的に開設することになりました。来年6月号から本学会誌はA4版になりますので，3月号までの間を試行期間とします。いろいろに利用してみて下さい。

・会員から会員への情報提供の場とします。内容についての問い合わせは読者から直接，発信者（投稿者）に届くように，発信者の連絡先を文中に入れて下さい。
・原則として会誌の空スペースに掲載します。従って，原稿の長さは，1/2ページ以下(40字×20行程度まで）とします。掲載は無料とします。
・内容は日本ガスタービン学会の目的の範囲とし，投稿者は会員とします。内容例としては国際会議案内，施設公開・研究発表会などの案内，資料提供・資料探し，研究会呼びかけ，学会誌記事に対する感想・意見，学会への希望・提案などが考えられます。なお，共催・協賛・後援する行事のリストは別に掲載します。営利宣伝はのぞきます。
・投稿される場合は，掲載を希望する会誌発行の1.5月前までに原稿を編集委員会（事務担当: ニッセイエブロ）までお送り下さい。採否は編集委員会で決定します。

（編集委員会）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

《1995年国際ガスタービン会議横浜大会のお知らせ》

開催場所　パシフィコ横浜　国際会議場
JR京浜東北線/東急東横線/市営地下鉄　桜木町駅より徒歩10分

開催日程　10月22日(日)～10月27日(金)（10/22は登録日）

第6回の国際ガスタービン会議の開催まで1ヵ月余りとなり，着々と準備が進んでおります。世界各国から多数の論文が寄せられており，プログラムも確定しました。詳細はお手もとにお届けした第3サーキュラーに印されていますが，概要を簡単にご紹介致します。

講演会（10月23日(月)～26日(木)）

《特別講演》

★ターボ機械の流れに関する最近の研究
★ガスタービン開発に関するDOEのプログラム
★超音速輸送機の推進システム開発に関する国家プロジェクト

《オーガナイズドセッション》

★最新のコンピュータシミュレーションと設計（6）
★先進的な材料（4）
★チップクリアランス流れ（6）
★セラミックガスタービン（8）
★亜音速輸送機の先進的な推進技術（6）
★低公害燃焼器（6）

《パネルディスカッション》

★次世代の先進ガスタービンシステム（効率，有用性，環境適合性）

《一般講演》

カスケード性能（3)/還音速カスケード流れ（3)/三次元流れ（6)/二次元流れと損失（3)/遠心圧縮機（6)/軸流圧縮機の回転ストール（4)/計測と制御（2)/流れの計測（3)/騒音と燃焼振動（3)/ブレードの冷却（3)/熱伝達（3)/燃焼の数値解析（3)/燃焼（10)/冷却空気流れの基礎研究（2)/材料と製造（3)/セラミック材料の評価（3)/自動車用セラミックガスタービン（3)/セラミック部品の評価（7)/表面コーティング（3)/新設計技術（3)/ターボチャージャー（3)/振動（3)/新しいサイクルのガスタービン（3)/航空転用システム（3)/軸受（2)/試験と運転実績（6)/ガスタービンの開発（3)/パワープラントの開発（4)/ガスタービン部品の熱解析（2)

（　）内の数字は講演数

見学会（10月27日(金)　参加費　6,000円）

第1コース（京浜地区）富士電機ガスタービン研究所，東京電力横浜火力発電所
第2コース（つくば地区）機械技術研究所，自動車研究所

展示会（10月23日(月)～26日(木)　参加費　無料）

ガスタービン，ターボチャージャおよびその部品，測定機器，データ解析器等
展示企業/団体　39，展示ブース数　143

参加申込方法

第3回サーキュラーに添付の参加登録用紙にてお申込下さい。ホテルの予約をご希望の方も添付の用紙にて同時にお申込み下さい。（参加登録費　45,000円［9/11以前］，50,000円［9/12以降］）

詳細問い合せ先

1995年国際ガスタービン会議横浜大会組織委員会
〒105　東京都港区麻布台1-9-14　A-H-1ビル　㈱コンベックス内
電話03（3589）3355　ファックス03（3589）3974

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

第2回ガスタービンフォーラム及び見学会のお知らせ

環境問題を背景にしてガスタービンの低 NOx 化への技術開発が各方面にて活発に行われていますが，これと共に基礎的な燃焼技術がますます必要となってきています。今回は大阪大学を中心に行われている燃焼研究及び基礎技術関発についてご紹介いただき，活発な討論を行うと共に，研究施設の見学を行いますので，奮ってご参加下さい。

1．日　　時: 平成7年11月10日㈮　10: 30〜16: 00
2．場　　所: 大阪大学　工学部　機械工学科　D棟（M4棟）大学院講習室
　　〒565　吹田市山田丘2-1
3．テ　ー　マ: 『超低 NOx 化に向けての燃焼研究及び開発の動向』
4．講 演 内 容: (予定)

(1) ガスタービンの稀薄予混合燃焼	三菱重工業㈱	萬代　重実
(2) 噴霧火炎の光学的計測	大阪大学	赤松　史光
(3) ガスタービンやガスエンジンの排ガス再燃焼技術の開発	大阪ガス㈱	一楽　祐一

5．スケジュール: 10: 30〜12: 00　大阪大学における研究施設の見学
　　12: 00〜13: 15　昼食
　　13: 15〜16: 15　フォーラム
6．交　　通:
(1) 新大阪より地下鉄（北大阪急行）千里中央下車。千里中央駅よりバス「阪大本部前」行きにて終点で下車。構内徒歩10分。
(2) 伊丹空港よりバス「阪大本部前」行きにて終点で下車。構内徒歩10分。
(3) 阪急電車　北千里駅下車。徒歩15分またはタクシー5分。
7．参 加 要 領:
(1) 定員　50名（申込超過の場合は抽選し，結果を応募者全員にご連絡します。）
(2) 参加ご希望の方は，往復はがき又はファックスにて「大阪大学フォーラム」と書き，氏名・所属・連絡先住所（返信はがきにも）・電話・ファックス番号を明記の上，**10月11日㈬（消印有効）**までに，事務局へ申込み下さい。尚，記載不備の場合は受付け兼ねますのでご注意下さい。
　　またフォーラムのテーマに沿った内容での話題の提供，並びに討議の希望があれば併せてその旨，記載下さい。
(3) 参加費　4000円（資料代を含む）当日，受付にてお支払願います。

㈳日本ガスタービン学会事務局

〒160　新宿区西新宿7−5−13　第3工新ビル402
TEL 03−3365−0095　FAX 03−3365−0387
郵便振替番号 00170−9−179578

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

第24回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第24回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催致します。
今回は，「ガスタービンの信頼性向上」の面から，ガスタービン，周辺機器，及びガスタービンシステムに関する技術の「現状と将来」について講演を予定しておりますので，奮ってご参加下さい。

1．日　　時: 平成8年1月25日(木)，26日(金)
2．場　　所: 東京ガス(株)本社2階大会議室（港区海岸1-5-20　Tel: 03-3433-2111）
3．テ　ー　マ: ガスタービンの信頼性向上技術
4．内容（予定）: ・阪神大震災におけるガスタービンの信頼性
・ガスタービン故障診断のエキスパートシステムの構築と活用
・ガスタービンの検査技術
・ガスタービンの余寿命診断
・航空用ガスタービンの診断技術と保守技術
・コージェネ用ガスタービンの診断技術と保守技術
・電気事業用ガスタービンの診断技術と保守技術
・非常用ガスタービンの診断技術と保守技術
5．参 加 要 領:
(1) 参加費（資料代含む）
主催および協賛団体正会員　2日間　25,000円，1日のみ　18,000円
学生会員　5,000円，会員外　2日間　35,000円，1日のみ　25,000円
(2) 申込み方法
所属・氏名・加入学協会名（GT学会の場合は会員番号）を明記の上，参加費を郵便振替または現金書留にて，事務局まで12月22日(金)までにお送り下さい。

訃　報

名誉会員　**八田　桂三**君　80才　平成7年6月13日逝去
本会に関する記事　昭和47年6月入会
GTCJ　第1，2，4期評議員，3期監事
GTSJ　第1，2，3，4，5，6，7，8，9期評議員
昭和60年4月　GTSJ　名誉会員
ご 遺 族　東京都世田谷区三宿2－11－11　八田すが子殿

終身会員　**木下　昌雄**君　81才　平成7年7月19日逝去
本会に関する記事　昭和47年5月入会
GTSJ　第1，9期　評議員，2期監事
ご 遺 族　市川市高谷2－10－5－406　木下　敦子殿

正 会 員　**大嶋　章作**君　73才　（石川島ジェットサービス(株)）平成7年6月1日逝去

謹んで哀悼の意を表します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

第24回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第24回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催致します。
今回は，「ガスタービンの信頼性向上」の面から，ガスタービン，周辺機器，及びガスタービンシステムに関する技術の「現状と将来」について講演を予定しておりますので，奮ってご参加下さい。

1．日　　時: 平成8年1月25日(木)，26日(金)
2．場　　所: 東京ガス(株)本社2階大会議室（港区海岸1-5-20　Tel: 03-3433-2111）
3．テ　ー　マ: ガスタービンの信頼性向上技術
4．内容（予定）: ・阪神大震災におけるガスタービンの信頼性
・ガスタービン故障診断のエキスパートシステムの構築と活用
・ガスタービンの検査技術
・ガスタービンの余寿命診断
・航空用ガスタービンの診断技術と保守技術
・コージェネ用ガスタービンの診断技術と保守技術
・電気事業用ガスタービンの診断技術と保守技術
・非常用ガスタービンの診断技術と保守技術
5．参 加 要 領:
(1) 参加費（資料代含む）
主催および協賛団体正会員　2日間　25,000円，1日のみ　18,000円
学生会員　5,000円，会員外　2日間　35,000円，1日のみ　25,000円
(2) 申込み方法
所属・氏名・加入学協会名（GT学会の場合は会員番号）を明記の上，参加費を郵便振替または現金書留にて，事務局まで12月22日(金)までにお送り下さい。

訃　報

名誉会員　**八田　桂三**君　80才　平成7年6月13日逝去
本会に関する記事　昭和47年6月入会
GTCJ　第1，2，4期評議員，3期監事
GTSJ　第1，2，3，4，5，6，7，8，9期評議員
昭和60年4月　GTSJ　名誉会員
ご 遺 族　東京都世田谷区三宿2－11－11　八田すが子殿

終身会員　**木下　昌雄**君　81才　平成7年7月19日逝去
本会に関する記事　昭和47年5月入会
GTSJ　第1，9期　評議員，2期監事
ご 遺 族　市川市高谷2－10－5－406　木下　敦子殿

正 会 員　**大嶋　章作**君　73才　（石川島ジェットサービス(株)）平成7年6月1日逝去

謹んで哀悼の意を表します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切: 平成7年11月30日

日本ガスタービン学会では下記により，2年毎に学会賞（論文賞，技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては，今年度下記要領により第8回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応 募 要 領

1．日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として，優れた論文，技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞，技術賞，奨励賞を贈り，表彰を行う。

2．対象となる業績

(1) 論文賞　日本ガスタービン学会誌に平成3年11月以降平成7年10月迄に公表した論文および1995年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に掲載された論文で，独創性があり工学および技術に寄与したもの。

(2) 技術賞　ガスタービンおよび過給機に関連し，同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発，製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上，材料開発，制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの）。

(3) 奨励賞　日本ガスタービン学会誌に平成3年11月以降平成7年10月迄に公表した論文および1995年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に掲載された独創的な論文（いずれも本人が中心的役割を果したもの）で萌芽的研究を含む。

3．受賞候補者の資格

(1) 論文賞　受賞候補者は本会会員（正会員，学生会員）とする。

(2) 技術賞　受賞候補者は本会会員（正会員，学生会員，賛助会員）とする。

(3) 奨励賞　受賞候補者は本会会員（正会員，学生会員）で，昭和35年4月2日以降生まれた個人とする。ただし論文賞，技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞，技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4．受賞件数　論文賞5件以内，技術賞2件以内，奨励賞2名程度とする。

5．表彰の方法　審査の上，表彰状および賞牌を授与する。

6．表彰の時期　表彰は，平成8年4月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

7．応募の方法　公募によるものとし，論文賞，技術賞は推薦または本人よりの申請，奨励賞は推薦による。尚，一度申請して受賞しなかったものでも，再度応募して差し支えない

8．提出書類　推薦または申請には，本会の所定用紙に必要事項を記載して，1件につき正1通，副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

9．提出締切日　平成7年11月30日㈭　17時までに必着

10．提出先　〒160　東京都新宿区西新宿7−5−13　第3工新ビル402
㈳日本ガスタービン学会　学会賞審査委員会宛

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.

学会誌編集規定

1．本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿，自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。

2．原稿の内容は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説，解説，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書，随筆，見聞記，ニュース，新製品の紹介及び書評などとする。

3．原稿は都合により修正を依頼する場合がある。また，用済み後は執筆者に返却する。

4．原稿用紙は，原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷り上がり約1頁となる。ワードプロセッサーを使用する場合はA4版用紙に横書きで22字×20行とする。

5．刷り上がり頁数は1編につき，図表を含めてそれぞれ次のとおりとする。論説4～5頁，解説及び技術論文6～8頁，見聞記，速報及び寄書3～4頁，随筆2～3頁，ニュース，新製品紹介，書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。

6．依頼原稿には規定の原稿料を支払う。

7．自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。

8．自由投稿原稿には原稿料は支払わない。

9．本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。

10．原稿は下記宛に送付する。
〒105 東京都港区西新橋1－17－5
ニッセイエブロ株式会社 制作部 編集室
ガスタービン学会誌担当（越司）
TEL 03-3508-9061 FAX 03-3580-9217

技術論文投稿規定

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
　1）投稿原稿は邦文で書かれた著者の原著で，ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
　2）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷り上がり8頁以内とする。ただし，1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。

3．投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し，正原稿1部，副原稿（コピー）2部を提出する。

4．投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で決定する。

5．本学会誌に掲載される技術論文の著作権は原則として本学会に帰属する。

日本ガスタービン学会誌
第23巻　第90号
平成7年9月10日
編集者　菅　進
発行者　葉山眞治
㈳日本ガスタービン学会
〒160　東京都新宿区西新宿7－5－13
第3工新ビル402
TEL　(03) 3365-0095
FAX　(03) 3365-0387
振替　東京7－179578
印刷所　ニッセイエブロ㈱
東京都港区西新橋2－5－10
©1995㈳日本ガスタービン学会
本誌に掲載したすべての記事内容は㈳日本ガスタービン学会の許可なく転載・複写することはできません。

複写をされる方に

本誌（書）に掲載された著作物を複写したい方は，著作権者から複写権の委託をうけている次の団体から許諾を受けて下さい。
学協会著作権協議会
〒107 東京都港区赤坂9－6－41
社団法人日本工学会内
Phone: 03－3475－4621
Fax　: 03－3403－1738

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.119.103.40, 2025/05/06.