

会誌 100 号の発刊に寄せて

葉山 眞治*¹
HAYAMA Shinji

本会誌が、会報の創刊号から数えて、丁度 100 号となるようで、誠に喜ばしい限りです。このような記念すべき会誌に拙文を寄稿する機会を与えられたことは大変光栄なことです。これまでの 100 号を眺めてみると、細々と発行されていた時期もありましたが、最近では記事も豊富になり、1996 年 6 月号からは A4 版の堂々たるスタイルになり、年 6 号の発行もささやかれており、誠にご同慶の至りです。筆者は会報の頃から編集委員として本学会の活動に参加させていただき、編集委員長を 2 期務めるなど、会誌との関係には浅からぬものがありましたので、編集委員会を通して見てきたことを記して、第 100 号記念の随筆とさせていただきますことにします。

本学会の初期の頃、ガスタービンに関する関心は非常に高かったのですが、我が国の産業用ガスタービンは非常用発電機や教材用としてわずかに製造されている状態であり、会誌の原稿を集めるのが大変でした。会誌の編集は自転車操業どころか、倒れている自転車をまず起こして、それを押して行くようなものでした。次号の編集に取りかかるとき、まず、どのような原稿を誰に依頼するか、それを決めることから始まっていました。執筆予定者が決まり、ぎりぎりのところで原稿が到着して、発行に間に合わせると、次に回す予備の原稿は無くなり、自転車はまた倒れてしまう、といった有様でした。年 4 号の発行なので、これでも何とか欠号が出ないで続けてこれたようです。編集委員の並々ならぬ努力があったことは言うまでもありませんが、編集委員長と幹事は大変な苦勞をされておりました。

1984 年 4 月、編集委員長の大役を筆者が仰せつかることになりました。これまでの経験から、委員長と幹事が気を揉むようなやり方ではストレスが高じるので、編集方式を変えることにしました。当時の編集委員会の任務は会誌普通号を 3 回、特集号を 1 回編集し、さらに定期講演会を 1 回企画・実施することでした。そこで編集理事および委員を 5 つのグループに分けて、各グループでこの任務の一つを責任を持って遂行していただくようお願いしました。お陰で、各号の編集が担当者のもとで始まり、自転車は常に走っている状態になりました。定期講演会の企画もスムーズにいき、担当者が直接実施に

当たることになりました。

ガスタービンの実用化が進むにつれて記事も多くなり、会誌の内容も充実してきましたが、技術論文の投稿が比較的少なく、これをもう少し掘り起こすことが編集委員会の仕事でした。そこで、2 期目の 1985 年に「学会誌編集規定」および「技術論文投稿規定」を見直すとともに、編集委員会内に「校閲基準検討小委員会」を作って、本学会の技術論文の考え方、内容の範囲、校閲の基準等について検討しました。論文と名が付けば、どうしてもアカデミックなものを考えがちですが、本学会はハードな物を対象としていることを考慮して、「ガスタービンおよび過給機に関連した工学あるいは工業に寄与する価値ある内容を有し、従来にない新しい知見または経験や実績に基づく有用なデータ等が得られている」ものを技術論文として掲載することにし、理事会の承認を得て、1986 年 3 月号の会告に「技術論文校閲基準」として公表しました。

編集委員長の役目も終わりに近づき、引継書を書いているとき、ふと思いついたことがありました。定期講演会の講演原稿は 2~6 頁となっており、その頃 6 頁まで書く人が増えていました。このように全論文に近いものを口頭発表のみで終わらせるのはもったいない。講演後、そのまま、あるいは少し修正して、技術論文の校閲に回すようにすれば、技術論文の発掘が容易になり、また、著者にとっても改めて所定の原稿用紙に書き換える手間も省けて一挙両得ではないかということで、これを引継書に書いておきました。これは次期委員長のもとで検討され、第 16 回ガスタービン定期講演会のときから実施されました。学術講演会と編集委員会の連携がますます密になったように思います。その後、会誌の充実のため、各年度の編集委員会では常に改善に努めてこられ、最近の会誌は実に目を見張るものがあります。特に、技術論文が各号に多数掲載されるようになったことは、学会誌として真に充実してきたものといえましょう。

手前味噌の点が多々あったように思いますが、ご容赦下さい。最後に、本学会のますますの隆盛と会員各位のご発展を祈って筆を置きます。

原稿受付 1998 年 2 月 2 日

* 1 富山県立大学工学部

〒 939-0398 富山県射水郡小杉町黒河 5180

1500°C級ガスタービン 501 G の開発と実証運転について

塚越 敬三*¹, 秋田 栄司*²

TSUKAGOSHI Keizou AKITA Eiji

西田 美妃*²

NISHIDA Miki

キーワード: G シリーズガスタービン, 1500°C級ガスタービン, 長期信頼性実証設備, 運転状況, 信頼性
G series Gas Turbine (501G), Verification Test Combined Cycle Plant, 1500°C Class
Gas Turbine, Operating Status, Reliability

1. はじめに

火力発電の分野において、ガスタービン及びガスタービン排ガスの熱回収によって得られた蒸気を蒸気タービンの駆動源とするコンバインドサイクルプラントが、その優れた総合熱効率のために脚光を浴びて久しい。このコンバインドサイクルプラントでは、その主機であるガスタービンの高温・高性能化により、更なるプラント総合熱効率の大幅な向上が期待される。

当社では昭和 56 年に 1150°C 級大容量ガスタービン MW 701 D を開発し、天然ガス焼きコンバインドサイクルプラントである東北電力(株)東新潟火力発電所 3 号系列において、高いプラント総合熱効率と信頼性及び低公害性を実証した。その後、更なるガスタービンの高温化を図り、昭和 60 年に 1350°C 級 501 F/701 F ガスタービンの開発に着手した。60 Hz 市場向 501 F ガスタービンを用いたコンバインドサイクルプラントが、平成 7 年関西電力(株)姫路第一発電所 5 号系列において 54% 以上(低位発熱量基準)の当時世界最高水準のプラント熱効率を達成したことは記憶に新しい。501 F/701 F ガスタービンには、高度な冷却技術が適用されており、現在国内外のコンバインドサイクルプラントの主機として既に約 50 台の受注実績があり、その優れた性能を発揮し延べ 40 万時間以上の運転実績を順調に更新している。

こうした火力発電プラントの総合熱効率向上に対する社会的ニーズと、当社の高圧ガスタービン開発の豊富な経験を背景に、平成 5 年にタービン入口温度 1500°C 級 G 形ガスタービン(501 G/701 G)の開発に着手した。60 Hz 市場向 501 G ガスタービンは平成 9 年 2 月より三菱重工(株)高砂製作所内の長期信頼性実証設備にて試運転を開始し、6 月には官庁検査を合格し実証運転を開始した。一方 50 Hz 市場向 701 G ガスタービンについては、現在初号機を製作中であり工場実負荷試運転の後、平成 10 年 10 月より東北電力(株)東新潟火力発電所 4 号系列にて現地試

運転を開始し、平成 11 年 7 月には運開の予定である。本報では、60 Hz 機 501 G ガスタービンの技術的特徴及びその運転状況について紹介する。

2. 501 G ガスタービンの概要と開発

図 1 に 501 G ガスタービンの断面を示す。501 G ガスタービンは十分な運転実績と高い信頼性を持つ 501 F/701 F ガスタービンの基本構造を踏襲すると共に、様々な要素研究で培った高温化に伴う最新技術を適用して開発・設計を行ったものである。本開発にあたっては、基本設計の段階で図 2 に示すスケジュールにて実施した十分な各種要素試験及び検証試験にて、その性能・信頼性を確認した後、その結果を逐一詳細設計にフィードバックした。501 G ガスタービンは初号機製作を完了し、既に平成 9 年 2 月より三菱重工(株)高砂製作所内の長期信頼性実証設備にて実機運転中である。本 501 G ガスタービンに適用されている最新技術を図 3 に示す。

501 G ガスタービンの主な仕様を表 1 に示すが、現在運転中の 501 F ガスタービンに比べて、大容量化、高圧力比化、及び要素効率の向上を図り、501 F ガスタービン(タービン入口温度 1350°C 級)を大幅に上回る、ガスタービン単体熱効率(低位発熱量基準) 38% 以上、コンバインドサイクルプラントでの総合熱効率(低位発熱量基準) 58% 以上を達成した⁽¹⁾。

3. 501 G ガスタービンの特徴

3.1 基本構造

501 G ガスタービンの基本構造を表 2 に示す。本構造は従来の三菱ガスタービンの設計思想を踏襲した 501 F/701 F ガスタービンをベースとして設計されており、継承されたこれらの特徴は、従来のガスタービンの数多くの実績によりその高い信頼性が証明されている⁽²⁾。

3.2 圧縮機設計

大容量化、高圧力比化、高効率化を達成する為に、501 G ガスタービンには MCA (Multiple Circular Arc) 翼及び CDA (Controlled Diffusion Airfoil) を採用し 17 段の新型軸流圧縮機を新設計した。これらの最新型翼列

原稿受付 1998 年 1 月 12 日

* 1 三菱重工業(株)原動機事業本部

* 2 三菱重工業(株)高砂製作所

〒 676-0008 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

三菱ガスタービン 501G形

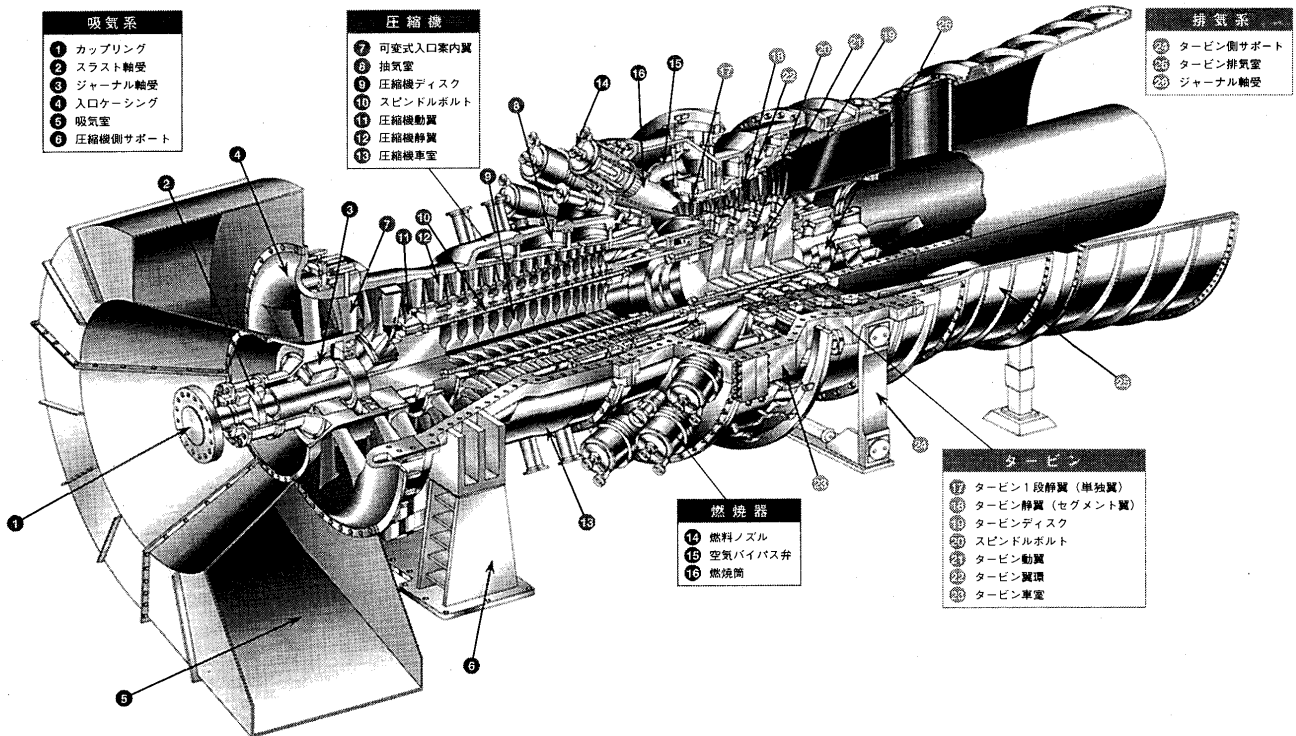


図1 501 G ガスタービン断面図

表1 三菱ガスタービン仕様一覧

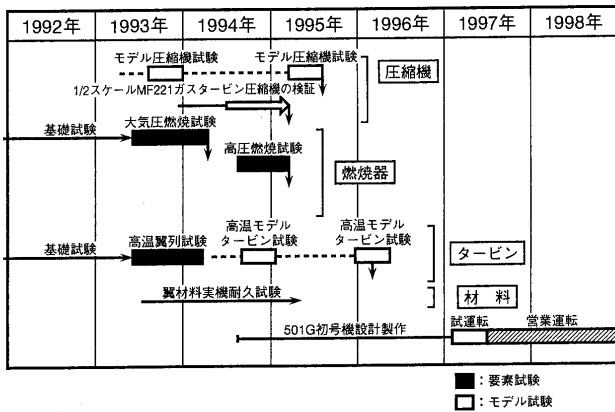


図2 501 G の開発及び検証試験スケジュール

ガスタービン形式	501G	501F
単体性能		
ガスタービン出力	MW 230	153
ガスタービン効率	% 38.5	35.3
ガスタービンヒートレート	kJ/kWh 9,348	10,202
圧力比	- 19	14
回転数	min ⁻¹ 3,600	3,600
吸気流量	kg/s 531	427
排ガス温度	°C 593	578
コンバインドプラント性能		
コンバインドプラント出力	MW 343.3	232
コンバインドプラント効率	% 58	53.6
コンバインドプラントヒートレート	kJ/kWh 6,208	6,717

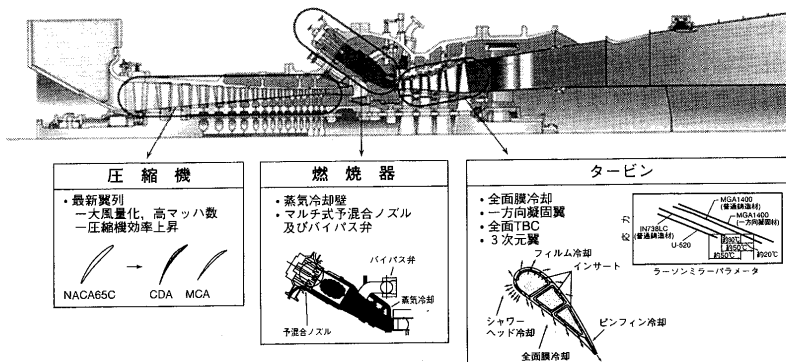


図3 501 G ガスタービンに適用された最新技術

表2 三菱ガスタービンの基本構造

特 徴	
① 2軸受支持構造	圧縮機側及びタービン側の2軸受支持
② 軸受ストラット支持方式	圧縮機側軸受 : 8本のラジアルストラット支持 タービン側軸受 : 8本のタンジェンシャルストラット支持により軸芯を保ち熱伸び差を吸収
③ LEGスラスト軸受	スラスト軸受にLEG (Leading Edge Groove) 形直潤方式を採用し損失低減
④ ジャーナル軸受	油膜減衰が大きく摩擦損失の小さいティルティング2パッド式ジャーナル軸受採用
⑤ コールドエンドドライブ	圧縮機軸端側に発電機を接続。軸への熱的影響を最小化、フレキシブルカップリング不要化
⑥ トルク伝達方式	圧縮機ロータ : ラジアルピンによりトルク伝達を確実にしたディスクを12本のボルトで結合 タービン側 : カービックカップリング ロータ (一種の歯車式トルク伝達構造) を持つディスクを12本のボルトで結合
⑦ 軸流排気方式	コンバインドサイクルでの最適配置を考慮
⑧ ロータ冷却方式	外部冷却器及び外部フィルタを適用し十分に冷却
⑨ 定期点検時間の短縮 I	ロータ吊上げなしで圧縮機及びタービン動静翼取外し点検可
⑩ 定期点検時間の短縮 II	水平二分割構造の車室による点検容易化
⑪ 定期点検時間の短縮 III	車室開放なしで燃焼器及び第1段静翼取外し点検可

の空力性能は、翼列試験及び図4に示す501 Gの約1/3スケールモデルの翼を搭載したモデル圧縮機試験にて検証された。また、501 Gの1/2スケールの圧縮機を搭載したMF 221ガスタービンによってもその空力性能は予め実証されている。

また、入口案内翼は可変翼とし、コンバインドサイクルにおける部分負荷性能の改善を図っている。

3.3 燃焼器設計

図5に、501 Gガスタービンで用いられる蒸気冷却燃焼器を示す。1500°C級ガスタービンにおいて予混合方式で501 F/701 F並みの低NO_xを達成する為には燃焼用空気を増加する必要があるが、従来の冷却方式では必要な燃焼器冷却用空気量を確保できない⁽⁹⁾。そこで当社では図3に示される冷却用空気を必要としない世界初の回収型蒸気冷却方式を採用することとした。ここで燃焼器を冷却する際に蒸気が得た熱量は蒸気サイクル側で回収され、プラント総合熱効率の向上に貢献している。本冷却構造については、大気圧燃焼試験、及び高圧燃焼試験にて、その性能及び信頼性についてまず検証を行い、かつ701 Fガスタービンに試験的に搭載し実証も行った。なお高圧燃焼試験結果では、実機換算で501 F/701 Fと同レベルの25 ppm (16%O₂換算値)以下の低NO_xが確認された。

3.4 タービン設計

タービンは、タービン入口温度の上昇に伴う負荷増加に対応できる高負荷・高性能の4段軸流形タービンである。タービン翼形については、翼形を半径方向に曲線的

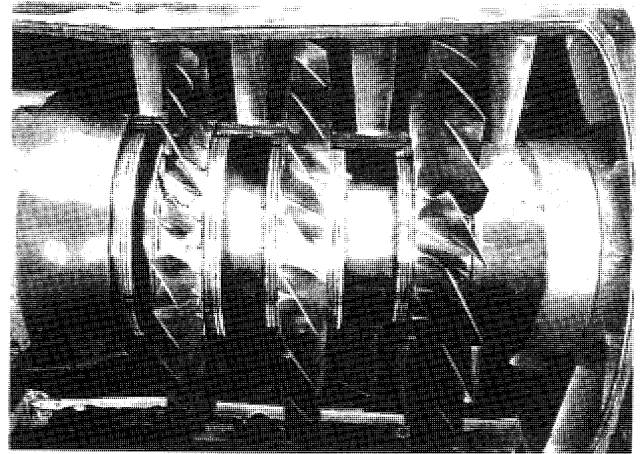


図4 501 Gモデル圧縮機ロータ

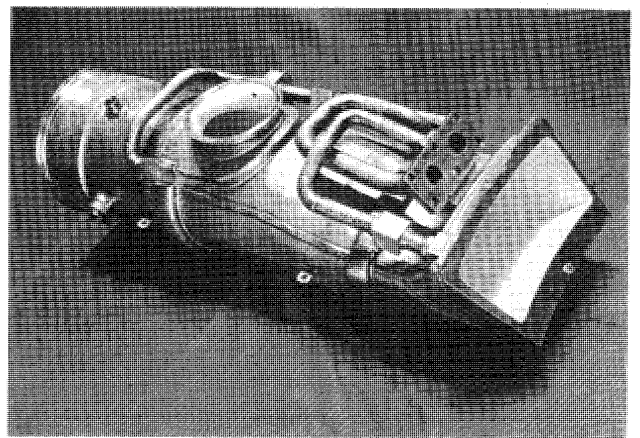


図5 501 G蒸気冷却燃焼器

に重ね合わせた完全3次元翼を採用し、翼壁面近傍で発生する二次損失の低減を図った。

第1~第3段動、静翼には空冷翼を採用した。特に1500°Cのタービン入口温度を達成するため、501 Gガスタービンには最新冷却技術(全面膜冷却、斜めタービュレータ、シェイプトフィルム冷却孔)、新耐熱合金の一方方向凝固翼、全面遮熱コーティング(TBC: Thermal Barrier Coating)等を採用し、従来機並のメタル温度を保つようにしている。タービン第1段動、静翼の冷却構造について説明すると、第1段静翼については3インサート構造としインピンジメント冷却による内部冷却に加え、シェイプトフィルム冷却孔を配列した全面膜冷却により高温ガスからの入熱の低減を図っている。さらに翼部及びシュラウド部の全面にTBCを施行して遮熱効果を高めている。第1段動翼についてはサーペンタイン式冷却通路構造を採用している。かつ冷却通路に斜めタービュレータを配し、翼面には第1段静翼と同様にシェイプトフィルム冷却による全面膜冷却とTBCの併用により冷却性能を高めている。第2段以降の冷却翼にも適切な冷却技術が用いられており、ガスタービンの高性能化に寄与している。

これら最新技術を適用したタービン第1段動、静翼に

については、実機翼を供試体とした高温翼列試験及び実機の3/5スケールモデルの翼を用いたタービン入口温度1500°Cの回転モデル試験機にてその空力性能及び冷却性能を検証した⁽⁴⁾。

3.5 タービン材料

静翼材料は、Ni基合金の弱点である溶接性を改善した当社の新開発Ni基超合金MGA 2400で、第1段静翼は単独翼、第2～4段静翼についてはセグメント翼である。動翼材料は、クリープ特性がF形で採用された従来材よりさらに優れている当社の新開発Ni基超合金MGA 1400である。(第1, 2段動翼にはクリープ強度や熱疲労強度を高めるため一方向凝固材を採用) 図3に従来の動翼材とのクリープ強度比較を示す。従来のIN 738 LC材に比べてクリープ強度はメタル温度換算で約30°C優れており、一方向凝固材を使用することでメタル温度換算でさらに約20°C向上している。

3.6 振動強度

振動強度の面からは、タービン第3, 4段動翼はF形ガスタービン同様、Z形シュラウド付きの翼を採用し、構造ダンピングを増加させることにより翼振動強度の改善を図った。本効果の検証は、実翼・実ロータを使用した回転振動試験により行った。本試験は、実ロータの回転数を高真空中の高速バランス装置で電動モータにより定格回転数の110%速度まで上昇させ、圧縮機第1～4段、7段動翼とタービン全段の動翼について固有振動数及び振動減衰特性を計測した。圧縮機動翼の振動特性は、光ファイバを利用した非接触計測方式で計測し、一方タービン動翼の振動特性は、ひずみゲージを個々の翼に貼付け回

転体からの信号をテレメータを利用して送信する方式で計測した。その結果、振動特性は良好であり、特にタービン第3, 4段動翼のシュラウドの減衰特性は充分効果的であることが検証できた。

3.7 冷却空気系統

タービン動、静翼の冷却空気系統は当社の従来のガスタービンの冷却方式を踏襲し、圧縮機中間段及び吐出から抽気した空気により冷却している。抽気段数は、ガスタービン性能に与える損失を極力減らすよう圧力バランスを考慮して決定した。図6に示すように、第1段静翼は圧縮機吐出空気、第2, 3段静翼は圧縮機第14段及び第11段抽気空気によりそれぞれ冷却する。第4段静翼へは、第6段抽気空気を供給し静翼下部のキャビティの冷却及び高温ガス逆流防止のためのシールを行う。動翼及びロータ部の冷却は従来と同様に圧縮機吐出空気を外部クーラで冷却した空気で行っている。

4. 長期信頼性検証設備での検証試験

501 Gガスタービンの初号機が設置され、現在実証運転を行っている当社高砂製作所内に新たに建設された長期信頼性実証設備はガスタービン出力225 MW、蒸気タービン出力105 MWの計330 MWの世界に類を見ない多軸型コンバインドプラント実証試験設備である。図7に配置図、図8に外観を示す。

プラントの起動はサイリスタ起動方式を採用し、発電機を同期電動機として使用してガスタービンを自立速度まで加速することにより起動モータを廃止し、プラント配置のコンパクト化を図った。また制御室には、全ディ

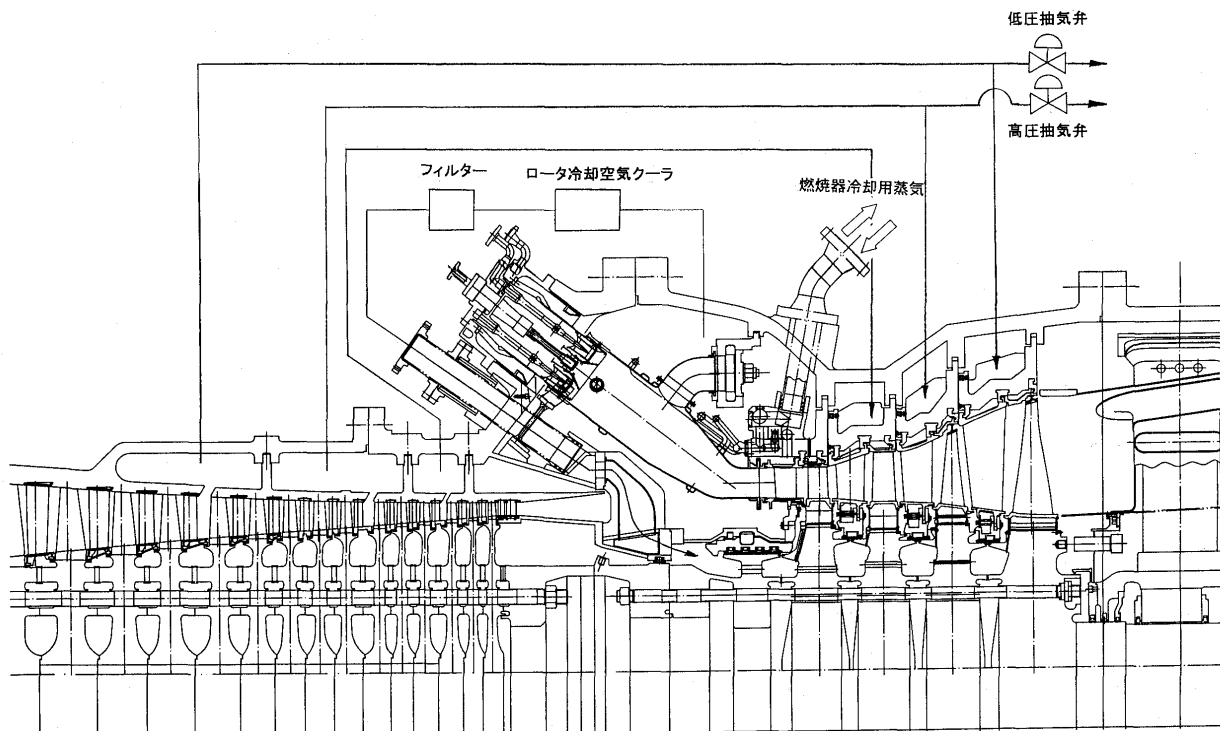


図6 501 G 冷却空気系統

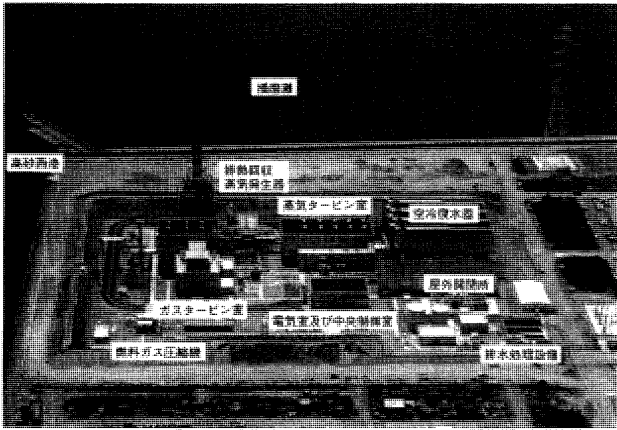


図7 三菱高砂製作所コンパインドプラント実証設備配置図

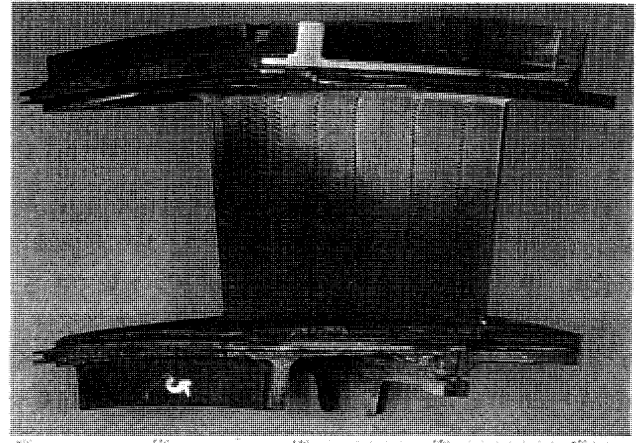


図9 501 G 1段静翼(運転後)

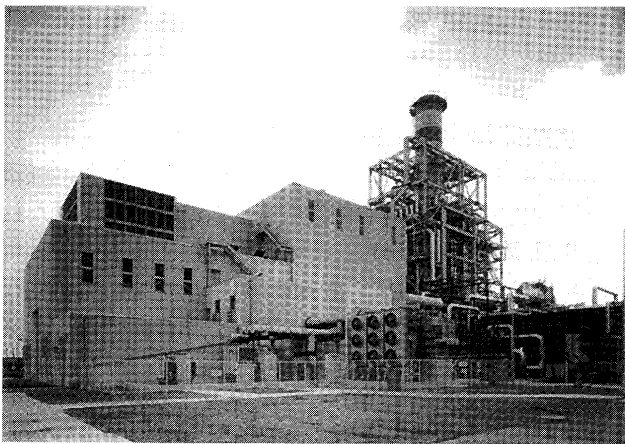


図8 ガスタービン建屋外観

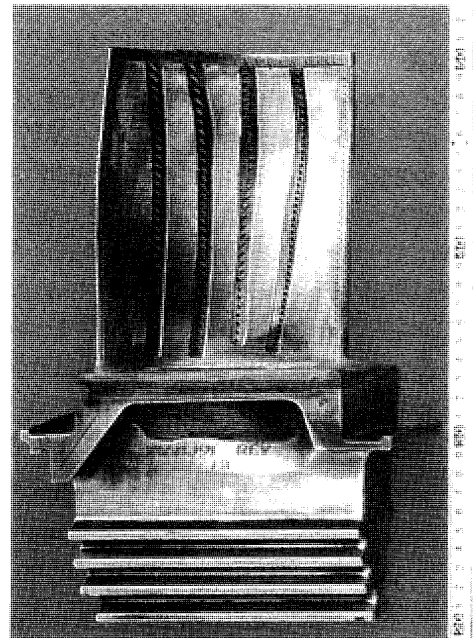


図10 501 G 1段動翼(運転後)

表3 501 G ガスタービン試運転時特殊計測項目

計測項目	性能	メタル温度	振動	その他
計測項目	吸気流量	燃焼器	圧縮機動翼	冷却空気流量・温度・圧力
	吸気温度・圧力	タービン	圧縮機静翼	スラスト力
	排気温度・圧力	(第1~4段動翼)	燃焼器	排ガス性状
	燃料流量	タービン	タービン動翼	ロータ・車室熱伸び
	発電機出力	(第1~4段静翼)	ロータ(軸振動及びねじり振動)	騒音
	圧縮機要素性能	軸受		潤滑油温度
	タービン要素性能	車室翼環	車室	
	排気ディフューザ			

デジタル化された制御装置及びタッチオペレーション機能、アラーム一覧機能、トレンド機能、マルチウィンドー機能を採用した高機能運転監視システムが設置されている。

また、501 G ガスタービンの試運転期間中は、表3に示すように通常監視項目以外の各部の温度、圧力、振動応力の常時監視を実施し、良好な結果と共に実機性能・信頼性を検証するデータを蓄積した。検証試験に必要な特殊計測項目は1800点以上に及んだ⁽⁵⁾。

その後、夏のピーク電力供給に対応した運転を実施した。同年10月より第1回定期点検を実施し、図9、図10に示すように最も高温ガスに曝される燃焼器及びタービ

ン第1段階動静翼においても特に異常なく良好な点検結果を得た。また、保守性に特に配慮した車室構造の採用や燃焼器引抜き支援ロボット等の採用により、保守性簡便化と定期点検期間短縮化を可能とした。第1回定期点検までの実証運転時間(試運転期間を除く)は、1,557時間、起動回数は97回であり、図11に示す通りそのAvailabilityは99.9%と高い信頼性が確認されている。今後の定期点検スケジュールは図12に示す通りであり、本コンパインドサイクルプラントは長期運転実証設備として着実に運転実績を積み重ねている。

5. あとがき

ガスタービンの高温・高効率化により火力発電用コンパインドサイクルプラントの総合熱効率の大幅な改善が期待される。当社は、タービン入口温度1500°C級の高温・高効率ガスタービン501 Gを開発した。その初号機は、



図 11 運転実績 (試運転期間を除く)

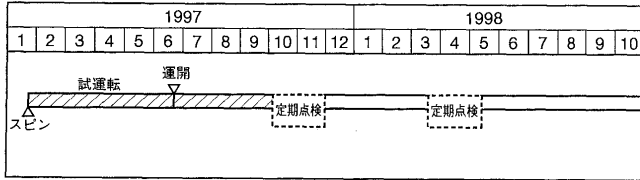


図 12 運用スケジュール

平成 9 年 2 月から試運転を開始し、その性能及び信頼性検証試験を実施した。試運転時に実施した特殊計測結果から、機械的信頼性、燃焼特性及び性能面で充分満足で

きる成果が得られた。本特殊計測結果は、501 G ガスタービンの高性能・高信頼性を裏付けると共に今後の新たなガスタービンの開発の礎となるであろうことは想像に難くない。さらに、今後長期間続く実証運転により更なる性能及び信頼性の多くの面が確認されることにより、501 G ガスタービンは高効率コンバインドサイクルプラントの主機として、低公害・高効率により社会に大きく貢献するものと期待される。

参考文献

- (1) 高橋孝二, 150 MW 級高温ガスタービンの工場全負荷試験 三菱重工技報 Vol. 28 No. 1 (1991) p. 31
- (2) 末永 潔, 高効率ガスタービンのための高温化技術の開発, GTSJ 第 26 回ガスタービンセミナー
- (3) Fukue, I., A New Generation of Advanced Gas Turbine, 95 -YOKOHAMA-IGTC-146
- (4) Aoki, S., Development of the Next Generation 1500°C Class Advanced Gas Turbine for 50Hz Utilities, ASME Paper 96 -GT-314
- (5) 梅村 直, 1500°C級 501 G ガスタービンの開発, 三菱重工技報 Vol. 34 No. 4 p. 226~229

立軸ガスタービンの開発

大塚 正二*1
OTSUKA Shoji

1. はじめに

(社)河川ポンプ施設技術協会は建設省の許可団体で、洪水対策の排水ポンプ等の河川ポンプ施設に係わる技術開発、調査研究を行っている社団法人である。

当協会ではガスタービンメーカー各社と協力して立軸ガスタービンの開発を進めてきたので紹介する。開発されたガスタービンの詳細は本誌に別に発表されているガスタービンメーカー各社の論文を参照されたい。ここでは、立軸ガスタービンの開発経緯、開発の課題、その採用の効果を中心に述べる。

近年、公共事業の建設コスト縮減という社会的要求に対して、当協会は排水機場をコンパクト化して建設費を縮減するためのポンプの高速小型化・吸込水路の高流速化他の技術開発を実施している。立軸ガスタービンは排水機場コンパクト化技術の1つとして発案したもので、これらを採用することにより排水機場の建設費をかなり(約20%以上)削減できる。

建設省では建設コスト縮減の適用効果の具体的検討を行い、ポンプ駆動用原動機として立軸ガスタービンを採用した最初の排水機場を、1997年秋に発注した。

2. 立軸ガスタービンの開発の経緯

2.1 排水機場とは

建設省で建設する排水機場は、台風などの大雨の時、平地内に溜まった雨水をポンプにより強制排水するもので、堤内水域の浸水被害を防止するために設置され、その特徴は次のとおりである。

- ①運転は大雨などによる洪水時に限られ、常時は待機状態である。しかし、いざ運転の際は確実な始動と連続排水が使命であり高い信頼性が要求される設備である。
- ②停電などの外的要因を考慮し、原動機はディーゼル機関やガスタービンなどの内燃機関が採用される。
- ③主ポンプ運転時の電力は自家発電設備でまかなわれ、商用電源は維持管理、保安用など最小限の容量が受電される。
- ④主ポンプは、内外水位の変動により運転点が変化する為、幅広い運転範囲でキャビテーションや騒音、振動などのない安定した運転が要求される。
- ⑤低頻度運転設備のため、待機状態においても常に高い信頼性を保持するために、定期的な点検・整備や管理

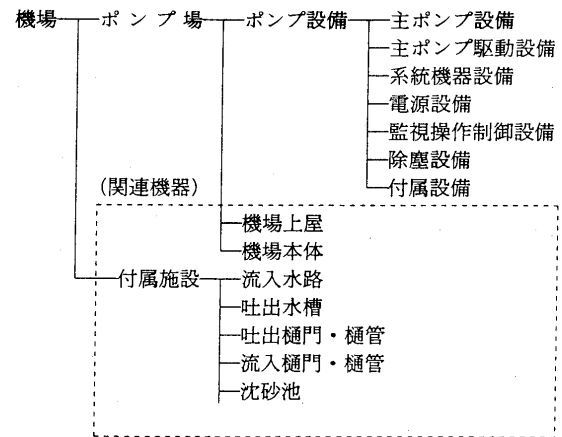


図1 一般的な排水機場の構成

運転などを実施している。

排水機場の規模は様々で排水量は数 m^3/s ～数百 m^3/s まであり、使用されるポンプ機種も軸流ポンプ、斜流ポンプ、渦巻斜流ポンプなど比較的低揚程、大容量機種が用いられる。

図1に一般的な排水機場の構成、図2に鳥瞰図を示す。
2.2 ポンプ駆動用ガスタービン

従来、排水機場の原動機としてディーゼル機関が多く用いられてきたが、排水機能喪失原因のかなりの部分がディーゼル機関の冷却水システムの故障によることが明らかになった。信頼性向上を図るために、冷却水が不要なガスタービン及び空冷減速機の適用が検討され、現在全国で約60台のガスタービンが採用されるに至った。その定格出力は2,000 PS以下の実績がほとんどであるが、最大では14,000 PSのガスタービン機場も建設中である。

従来ポンプ駆動用として使用されてきたディーゼル機関と比較して、ガスタービンは以下のような長所を有している。

- ①小型・軽量
- ②冷却水が不要
- ③振動が少なく、騒音対策が容易

以上のような特徴の中で「駆動設備全体としての信頼性の高さ」と「機場周辺への環境対応性の良さ」が時代のニーズに適合し、ポンプ駆動用原動機として広く使われるようになってきたものである。

2.3 開発の流れ

このようなポンプ駆動用ガスタービンの採用の広がりとともに、ポンプ機場のコンパクト化検討を行う中で、立軸で設置されるポンプを立軸電動機で駆動するように、

原稿受付 1997年12月9日

*1 (社)河川ポンプ施設技術協会

〒107-0052 東京都港区赤坂2-22-15

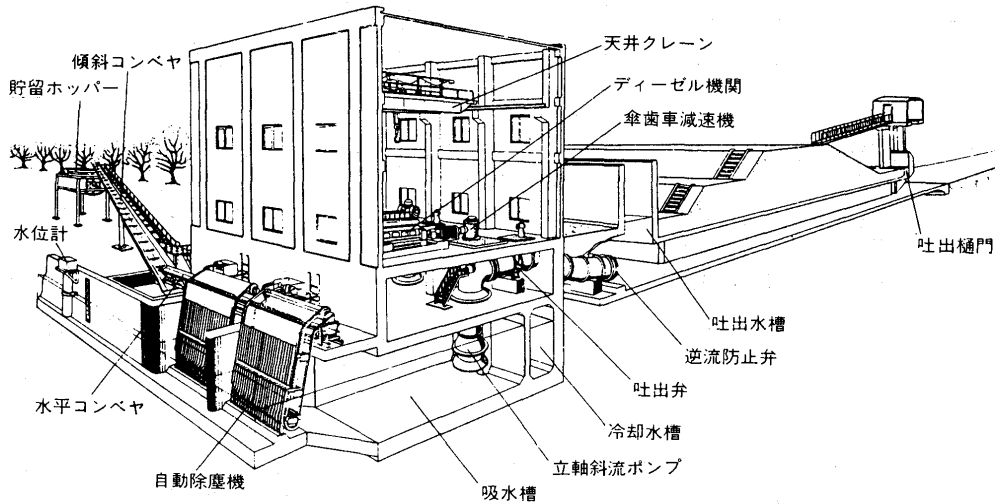


図2 排水機場鳥瞰図

表1 立軸ガスタービンの開発経緯

平成4年度	平成5年度	平成6年度	平成7年度	平成8年度	平成9年度
ガスタービン技術検討研究会 (当協会内)				立軸ガスタービン技術 検討会(当協会内)	
	大容量ガスタービン検討会 (当協会内)		ガスタービン技 術研究会 (財)先端建設 技術センター内)	立型ガスタービ ン技術検討会 (財)先端建設 技術センター内)	
L型発案 → 開発企画・設計・製作・試験					
立型発案 → 開発企画・設計・製作・試験					

立軸のガスタービンで駆動すれば設置スペースが縮小できるはずではないか、という発想が生まれた。当協会における委員会活動を通じて、立軸ガスタービンを発案し、ガスタービンメカ及び財先端建設技術センターと連携し開発を進めてきた経緯を表1に示す。

2.4 立軸ガスタービンの形式

従来の横軸ガスタービンに対し、立軸ガスタービンは立型とL型の二種類が考案された。

立型ガスタービンとは、ガス発生機(GG)も含めたガスタービン全体を立置きするものである。

L型ガスタービンとはガスタービンのGGはそのまま出力タービン部(PT)のみを立置きする構造のものであり、GGから出た高温高压ガスの流れを垂直に曲げ、立軸のPTで動力回収しようとするものである。

図3にこれらを概念的に比較したものを示す。

立型は一軸式・二軸式を問わないが、L型は二軸式ガスタービンに限られる。また、比較的小さな出力のガスタービンは全長が短いので、安定性の面から立型が適用され、高出力のガスタービンは全長が長くなるため、L型が適用される傾向となる。

3. 立軸ガスタービンの開発概要

3.1 類似実績の調査

立軸ガスタービンの技術的検討は、当協会が中心になって行ってきたが、専門の見地での評価を目的として平成7年財先端建設技術センター内に「ガスタービン技術研究会」が設立された。

この研究会では技術課題の抽出を行うとともに、国内外の類似実績の調査を行った。図4は、得られた類似実績の一例を示す。立型の類似実績としては垂直離着陸機があり、離着陸時の短い時間は、立型ガスタービンとほぼ同じ使われ方をしている。

L型の類似実績は、同一水平面内でGGとPTを直角に配置し、複数のガスタービンで1台の発電機を駆動するもので、省スペース・機器数の削減を目的として開発されたものである。英国内で約50台が現存し、問題なく稼働していることが確認された。

3.2 技術課題

ガスタービン本体の技術課題としては、性能面と構造面があり、前者としては流体性能に関するもの、後者としては支持構造、軸受、シールに関するものがある。

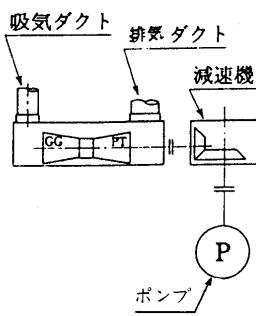
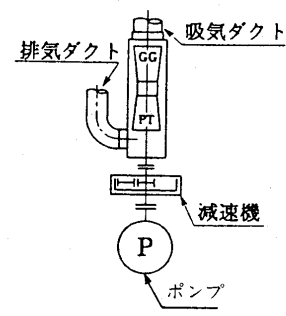
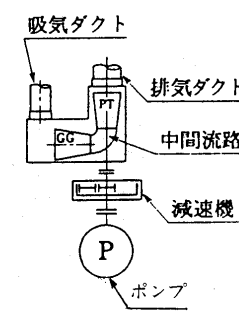
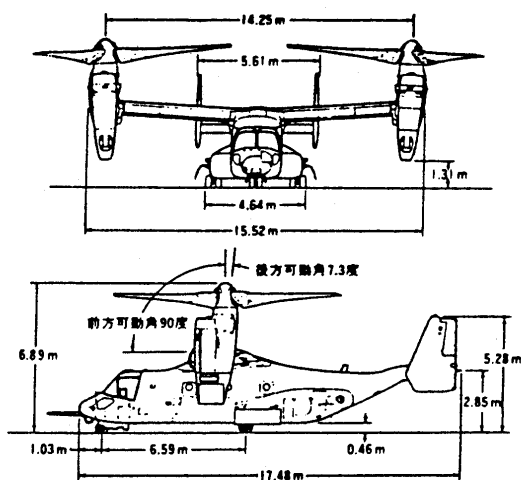
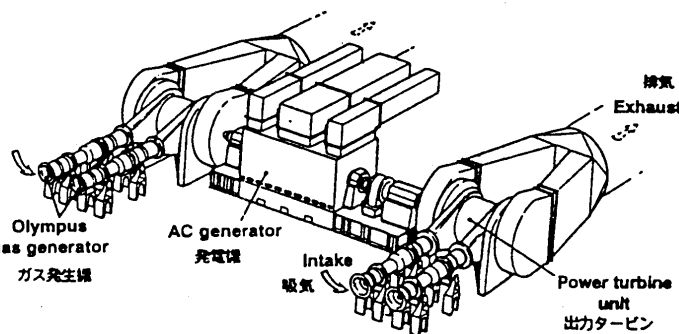
型式	横軸ガスタービン	立軸ガスタービン	
		立型ガスタービン	L型ガスタービン
概要図			
特徴	・ GG、PTとも横置き	・ GG、PTとも立置き ・ 比較的小出力に適応可能	・ PTのみ立置き ・ 比較的大出力に適応可能

図3 ガスタービンの概要と特徴



垂直離着陸機（立型の類似実績）



英国カウズ発電所（L型の類似実績）

図4 国内外の類似実績

技術課題の解決にあたっては、蒸気タービン等の回転機械で実績を有する要素技術の適用で対応可能なものもあるが、新たに開発すべき事項については、流動解析、構造解析、振動解析及び要素模型試験等を行う必要がある。表2は立型およびL型ガスタービンの技術課題をまとめたものである。

また、システム全体の技術課題としては、ポンプ・減速機の上に如何に安定的にガスタービンを設置し、ポンプ・減速機・ガスタービンの分解・点検を容易にするかという課題が挙げられた。

いずれの技術課題も、設計当初の段階でそれに応じた設計を施すことにより解決可能であり、横軸のものと同等の信頼性を得ることが可能である。

3.3 実機実証試験

ポンプ駆動用としての適用性及び技術課題の検証を行うために、最終的には実機での確認を行う必要がある。

表3に実機実証試験での確認項目を示す。また、ガスタービン技術研究会では、試験種類・方法、確認項目・方法、評価基準等を盛り込んだ「実機実証試験要領」を作成しており、今後開発する機種がポンプ駆動用として適用できるかどうかの判断基準となる。

立型、L型ガスタービンとも「実機実証試験要領」に基づき、表4に示す3社が実機実証試験を完了している。

4. 立軸ガスタービンの導入効果

立軸ガスタービンを採用することにより、従来の横軸ガスタービンに比べて

- ① 機場スペースの縮小化
- ② 機場土木構造物の簡素化

等の効果がある。

立型及びL型ガスタービンを採用した場合の排水機場の試算を行った。

表2 立型及びL型ガスタービンの技術課題

技術課題		該当項目(○印)		
大区分	小区分	立型	L型	
性能面での技術課題	流体性能	GGとPT間の流路形状	—	○
		吸排気ガスの流路形状	○	—
		GGの立型化に伴う重力の影響	○	—
構造面での技術課題	支持構造	ケーシング・据付台等の支持方法	○	○
		軸受の支持方法	○	○
	軸受	軸受構造・配置方法	○	○
		軸振動	○	○
		軸受潤滑方法	○	○
	シール	潤滑油のシール方法	○	○
その他	補機類等の配置	○	○	
	メンテナンス方法	○	○	

表3 実機実証試験項目

分類	項目	方法	内容
ポンプ駆動用としての適用性	性能	工場実負荷試験	・始動および停止特性 ・負荷変動特性 ・出力 ・燃料消費率
	耐久性	工場実負荷試験 (100時間程度の運転)	・立型の場合は総分解して異常がないか確認する。 ・L型の場合はPT部を分解して異常がないか確認する。
技術課題の検証	流体性能	工場実負荷試験	・圧力 ・温度
	支持構造	工場実負荷試験	・振動, 騒音 ・変位または応力 ・温度
	軸受	工場実負荷試験	・振動 ・給排油温度, 給排油量
	シール	工場実負荷試験	・潤滑油の漏れ

表4 実機実証試験完了機種

メーカー	機種	型式	定格出力
荏原製作所	PW-7M	立型	860PS
川崎重工業	LGT-O1	L型	15,000PS
三菱重工業	AS4055	立型	2,800PS
	MFT-8L	L型	23,000PS

〈試算ケース1〉

ポンプ仕様：5 m³/s 立軸斜流ポンプ×2台
 ガスタービン：立型
 天井クレーン：無し

〈試算ケース2〉

ポンプ仕様：50 m³/s 立軸軸流ポンプ×2台
 ガスタービン：L型
 天井クレーン：無し

表5 機場寸法

		(m)		
	ガスタービン型式	L ₁	L ₂	B ^(*)
ケース1	横軸ガスタービン	12.0	6.0	15.5
	立型ガスタービン	8.5	6.0	10.7
ケース2	横軸ガスタービン	23.5	10.0	44.0
	L型ガスタービン	16.0	10.0	34.0

注) B：機場幅

ケース1, 2の機場断面図を図5, 図6に、機場寸法を表5に示す。

これらのケースでは、立軸ガスタービンの採用以外に天井クレーンの省略等を盛り込んでいるが、建設費は従来型(横軸ガスタービン)に比較して約25%の縮減が可能で、立軸ガスタービンの採用の効果が大きいことがわかる。

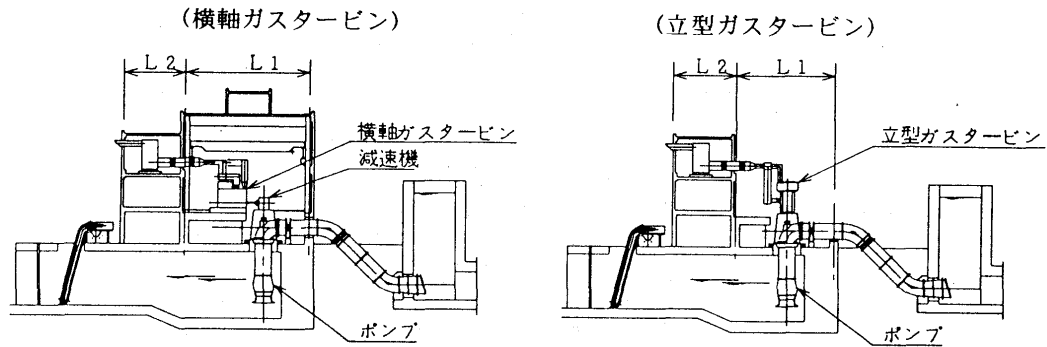


図5 機場断面図(ケース1)

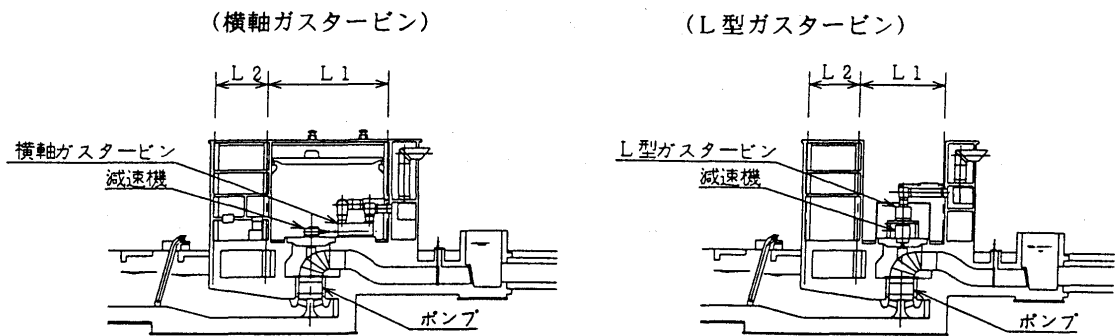


図6 機場断面図(ケース2)

5. 今後の課題と動向

5.1 ガスタービン駆動システムとしての検討

立軸ガスタービンの採用にあたっては、ガスタービン本体の適用性だけでなく、ポンプ駆動システムとして機能面、配置面、維持管理面において問題ないか検討する必要がある。

これらについては、当協会の研究会で課題の抽出と対応策についての検討を行っているが、

①ガスタービン、減速機潤滑油の合理的な冷却方式

②機器の点検整備を考慮したダクトの配置計画

等について、更に検討を加え、合理的な機場を目指す必要がある。

5.2 ガスタービン機種の品揃え

立型、L型ガスタービンとも、実証試験を完了している機種のほか、近いうちに実証試験を予定している機種、更に開発を計画している機種もいくつかある。これらが製品化されると広範囲の出力レンジで対応が可能となる。但し、現状では機種の出力レンジと実機納入可能時期を考慮にいれて、ポンプ場の計画・設計をすすめる必要がある。

6. おわりに

ポンプ駆動用としての立軸ガスタービンの開発と現状について紹介した。立軸ガスタービンは排水機場への適用性について実機実証試験で検証されるに至り、具体的に排水機場へ採用されつつある。今後は、建設省の排水機場のみならず下水道の雨水排水機場や農水省の湛水防除排水機場などでの採用が予想される。

排水機場のコスト縮減を実現する技術のひとつである立軸ガスタービンの開発が広範囲の出力レンジで行われ、実用の運びになることを期待している。

最後に立軸ガスタービンの開発に際し、(財)先端建設技術センター及び研究会に参加された葉山東大名誉教授、運輸省船舶技術研究所菅室長、建設省各位、ほか多くの方々のご指導に感謝の意を表すものである。

参考文献

- (1) 「新しいポンプ駆動用ガスタービンの開発について」、古川博彦、第7回研究発表会論文集、(財)河川ポンプ施設技術協会(1996-10)、p. 4-1~4-6
- (2) 「新しいポンプ駆動用ガスタービンの開発(第2報)」米井陽、第8回研究発表会論文集、(財)河川ポンプ施設技術協会(1997-8)、p. 7-1~7-6
- (3) 「ガスタービン海外技術調査に参加して」、米井陽、ほんぶ第18号、(財)河川ポンプ施設技術協会(1997-9)、p. 22~23

排水ポンプ駆動用小形ガスタービン

中台 久雄*¹, 鈴木 進二*¹
 NAKADAI Hisao SUZUKI Shinji

1. まえがき

近年、河川氾濫地域の都市化が進み、排水ポンプ設備の重要性はますます高まっている。排水ポンプ設備は、洪水排除の有効な手段とされ、且つ浸水域の生命財産の保全に直結することから、その機能は十分な信頼性を持ち、万一の際にも故障による浸水被害があってはならないという過酷な要求を求められ続けている。さらに設備の簡易化や低コスト化等も時代の流れの中で求められている。今回はその中でも重要な役割を占める駆動機について述べる。

2. 排水ポンプ用駆動機の概要

排水ポンプは、降雨時の排水用であり、年間運転時間は約 50~200 時間程度である。モーター駆動は、機場全体のランニングコストに占める受電設備の費用割合が大きくなってしまふこと、また停電時の対応の難しさから、駆動機としては内燃機関が使われることが多い。

2.1 ディーゼルエンジン

内燃機関の中で台風時の停電対応やランニングコストの経済性を考慮した結果、これまでディーゼルエンジンが採用されてきた。

ディーゼルエンジン使用の場合には下記のような問題がある。

- 1) ポンプ場の不具合の多くは、冷却水配管系統に原因がある。
- 2) 往復駆動機関のため、騒音・振動の影響が大きい。

近年ポンプ場周辺の都市化が進むにつれ、ポンプ排水設備の信頼性向上の要求だけでなく、ポンプ場周辺の騒音、振動などがクローズアップされてきた。

これらに対処するためにガスタービンが次第に利用されるようになってきた。

2.2 ガスタービン

ガスタービンを利用するとポンプ場全体の空冷化が容易になり、振動はほとんどなく、基礎の簡略化ができる。これらの理由により 1980 年なかばからまず 1 軸式ガスタービンが採用された。ポンプの起動および運転制御のため、1 軸式ガスタービンを使用する場合は流体継手やクラッチ等が必要であった。

1990 年代に入ると 2 軸式ガスタービンが採用されるようになった。2 軸式ガスタービンは起動時に十分なトルクを発生し、可変運転も可能なため流体継手やクラッチ等を不要にできる。

弊社では航空機エンジン転用形（航転形）2 軸式ガスタービンのため、上記の特徴に加え、小形・軽量で据付けやメンテナンスも容易であり、さらに停止時の冷却運転や停止後のターニングなども不要で操作員にとって扱い易いガスタービンとなった。

2 軸式ガスタービンでは、制御装置のみで回転数可変運転が出来る。その運用方法を下記に示す。

- 1) 出力軸回転速度制御が可能のため、煩雑なポンプ発停運転の繰り返しを回避することが可能である。
- 2) 回転速度制御とバイパス配管により、全速待機運転

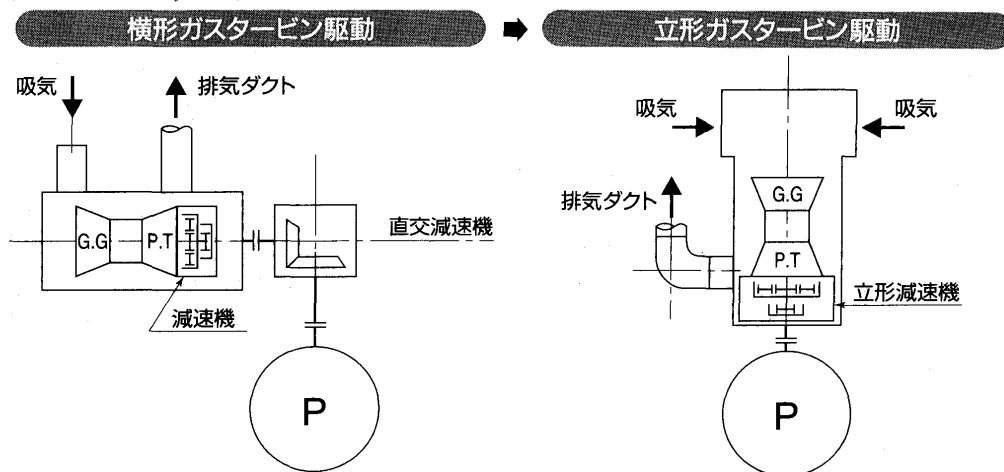
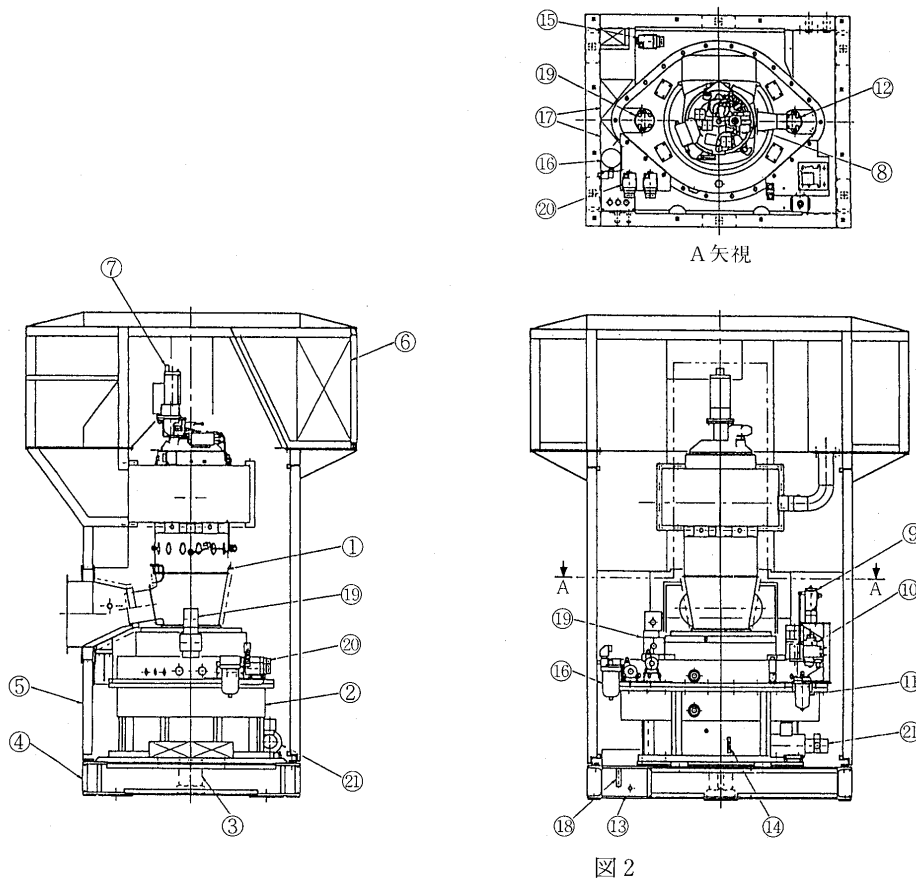


図 1

原稿受付 1997 年 12 月 9 日

* 1 (株) 荏原製作所

〒 144-0043 東京都大田区羽田旭町 11-1



番号	名称
1	ガスタービン
2	減速機
3	出力軸
4	台板
5	エンクロージャ
6	吸入フィルタ
7	スタータ
8	燃料ポンプ
9	アクチュエータ
10	燃料弁
11	潤滑油フィルタ
12	潤滑油ポンプ
13	ドレンパン(台板に内蔵)
14	潤滑油油面計
15	エアアシストコンプレッサ
16	エアシストタンク
17	端子箱
18	ドレンパン油面計
19	排油ポンプ
20	排油ポンプ(プライミング)
21	潤滑油ポンプ(プライミング)

図2

よりも河川の水位変動の少ないポンプ排水量ゼロの待機運転が行える。

3) 制御装置のみで、モータと同様な水位による自動制御や手動による制御も容易に行うことができる。

2.3 今後のガスタービン

ディーゼルエンジンよりガスタービンの優位性が認められてきたが、さらにポンプ場敷地の確保の難しさや建設費用低減の要求に応えるために、ポンプ場のコンパクト化などの多角的な検討が進められている。

その具体策の一つとして、立形ガスタービンが開発された。これは従来採用されていた横形ガスタービンを立形化し、立軸ポンプの真上に設置できるようにしたもので、ポンプ場のコンパクト化に対し非常に有効である。

立形ガスタービンでは、ガスタービンパッケージ内の歯車減速機でポンプ回転数まで減速し、ポンプと直結できる構成にする。これにより従来必要とされていたガスタービンパッケージとポンプとの間のかさ歯車減速機を省略することができ、駆動機系統を簡素化し設備全体の信頼性が向上する。

立形ガスタービン駆動のイメージを図1に示す。

3. 立形ガスタービンの開発の概要

3.1 ガスタービンパッケージの構成

弊社では横形ガスタービンの製作経験を生かし今回立形ガスタービン VEST (Vertical ST6) を開発した¹⁾。機器構成はエンジン1台で構成したシングルパックとエ

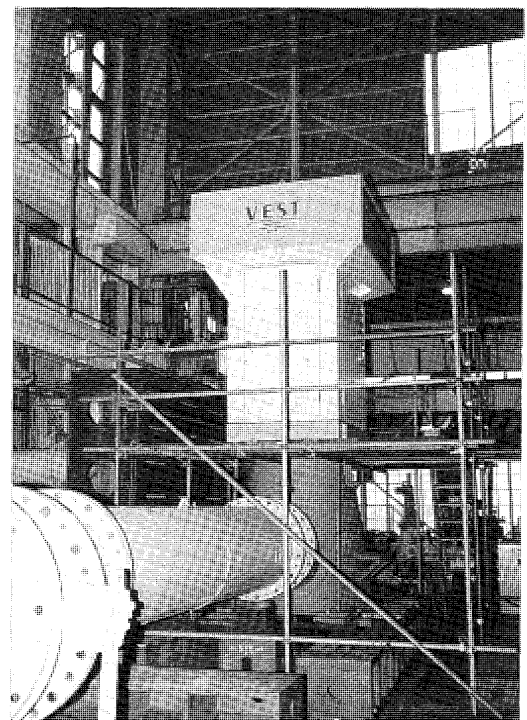


図3 ポンプカップル試験

ンジン2台を利用したツインパックがある。図2にはシングルパックのパッケージ内主要機器配置図、図3にポンプとのカップル試験中の模様を示す。

ポンプの真上に据付けるので、極力設置面積を小さくするために、防音エンクロージャ内にはガスタービン本

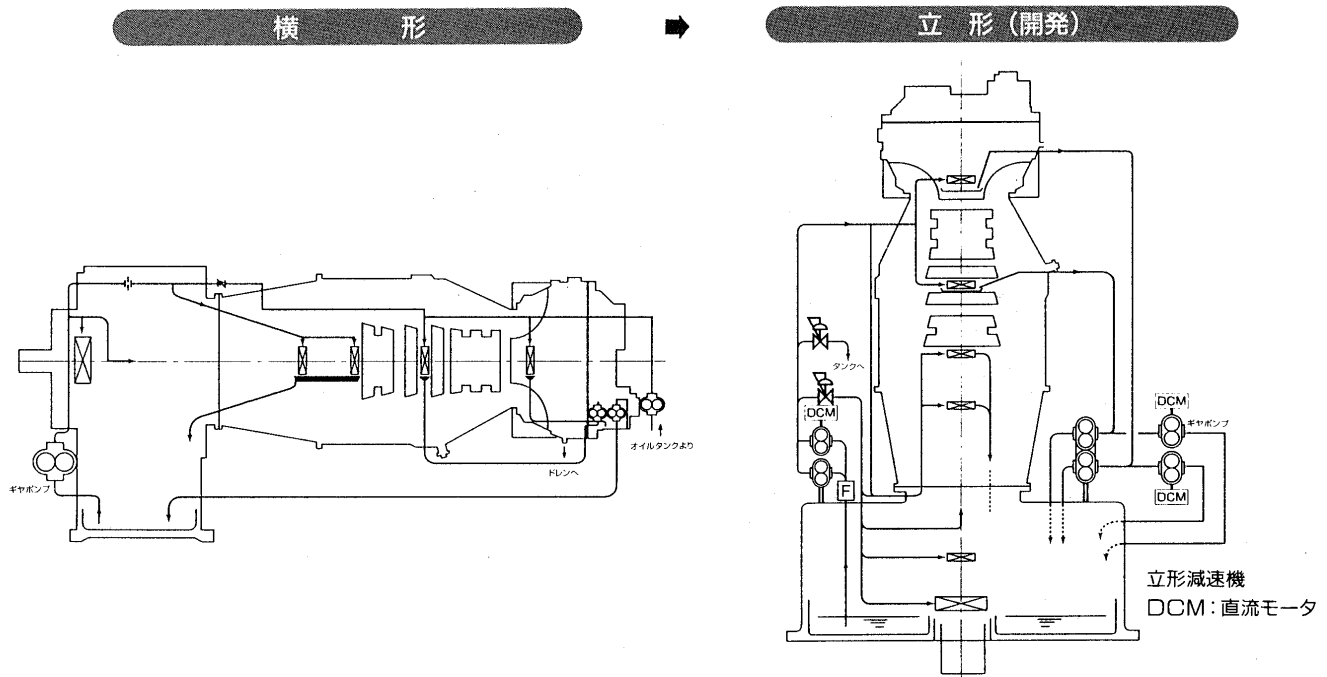


図4 潤滑油ライン変更図

体、歯車減速機、潤滑油系統機器、制御装置および吸気フィルタ・サイレンサ等の機器をコンパクトに収めた。潤滑油タンクは、ガスタービン下方の減速機ケーシングと兼用している。保守点検作業も容易にできるように3面にドアを設置している。

3.2 開発の要点

ガスタービンの立形化に際しては、実績のある従来機種種の改造であるため、構成要素の互換性と信頼性がそのまま継承できる利点がある。反面、ガスタービン内部のスペースに制約があり、新規開発部品の構造設計には細心の注意を払う必要があった。パッケージ全体のシステム構成に関しては、横形配置と立形配置では相違する点が多く、種々の検討および検証を行った。主な立形化の要点を以下に述べる。

3.2.1 重力の影響

立形配置とした場合の重力の影響に関して検討を行った。横形ガスタービンを立形にした場合、回転体の荷重が軸受けにスラスト成分として加わることになる。今回使用するST6ガスタービンの回転体の質量は、軸受けが受ける流体力によるスラスト荷重に比べおよそ1/25と小さく、軸受けの許容値内であるため、問題ないと判断した。

3.2.2 軸受部の潤滑およびシールシステムの検討

回転軸が鉛直であることから潤滑油が軸受室から空気・燃焼ガス流路へ洩れやすくなる。よって潤滑・シールシステムの改造が最も重要な課題であった。従来機種種の排油方式は重力落下式を主とした方式である。立形にした場合は図4に示すように上部からNo. 1~4軸受となるが、No. 1, 2の軸受は重力で排油できない配置となる。これにより該当部を改造し排油ポンプを使用した強

制排油方式とした。No. 3, 4軸受については、立形にして潤滑油が仮に漏れても減速機のタンクに戻りガスタービン内部へは漏れない構造である。この部分は内部配管を変更する程度とし、従来方式の重力落下式を踏襲して最小限の改造で対応した。

その他、立形化に伴い重心位置が高くなるため振動対策や、ガスタービンの高速回転 (30000 min^{-1} もしくは 33000 min^{-1}) をポンプ回転数 (約 100 min^{-1} ~ 1000 min^{-1}) までに減速する高速高減速比の遊星減速機の採用などの検討・検証を行った。

3.3 実証試験結果

ガスタービンパッケージを製作したのち、一連の実証試験を行った。主な試験内容を表1に示す。その一部を紹介する。有負荷始動チャートを図5に、負荷変動試験時のチャートを図6に、回転速度変動試験時のチャートを図7に示す。

- 1) ポンプ羽根車が没水した状態での始動を想定し、有負荷始動・停止試験を行った(図5)。約50秒で定格運転に入り、問題なく急速始動が出来ることが分かる。
- 2) 吸込み水位一定制御や、吐出量制御などを行う事を想定し、100~60%回転速度可変試験を行った(図6)。試験時のチャートから、定格出力軸回転数の60%の回転速度でも安定した運転が可能であり、回転速度可変運転に適していることが読み取れる。
- 3) 全速待機ポンプ駆動を考慮して、急負荷投入・しゃ断試験を行った(図7)。試験時のチャートから分かるように100%の急負荷投入・しゃ断でも出力軸回転速度はほとんど変化せず、全速待機ポンプでも問題なく使用できることが分かる。

表1 実証試験概要

項目	内容
1 有負荷始動停止試験	回転速度の3乗に比例して負荷を乗せて始動・停止(ポンプ直結での始動・停止の模擬試験)を行う。
2 急負荷投入・しゃ断試験	600kW/1.5秒の急負荷投入・しゃ断を行う。
3 回転速度可変試験	出力軸回転数を100~60%まで変化させて、安定性を確認する。
4 負荷変動試験(全速待機運転の模擬試験)	10分間隔で600kW/1.5秒の急負荷投入・しゃ断を4時間+4時間、計8時間行う。
5 始動・停止繰返し試験	回転速度の3乗に比例して負荷を乗せ、始動停止を30分間隔で4時間+4時間、計8時間行う。
6 連続運転試験	600kWにて連続運転(72時間)を行う。
7 排気サイレンサ試験	新型サイレンサの実証試験を行う。
8 耐久運転試験	毎日発停を繰り返し、12時間連続運転を行う。

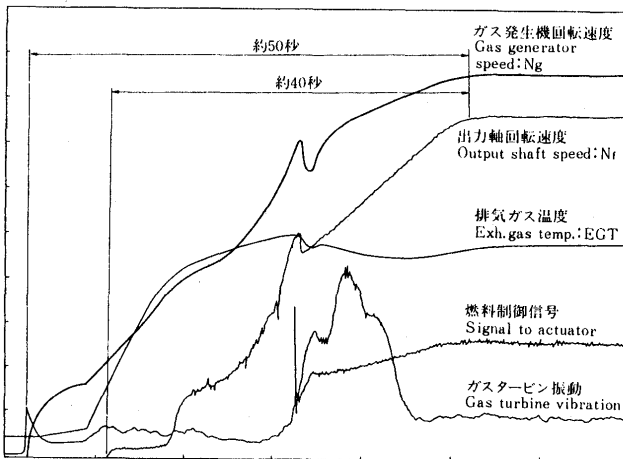


図5 有負荷始動チャート

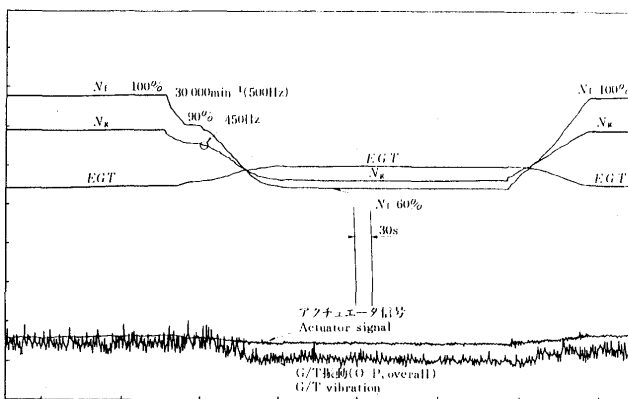


図6 100~60%回転速度数可変試験

以上の各種試験終了後、実際の長時間排水運転を想定し72時間連続運転を行い、続いて発停運転を繰返しながら300時間の耐久運転を行った。運転後に分解点検を行った結果、異常もなく耐久性が十分であることが確認された。実証試験機はシングルパックでは、出力軸回転

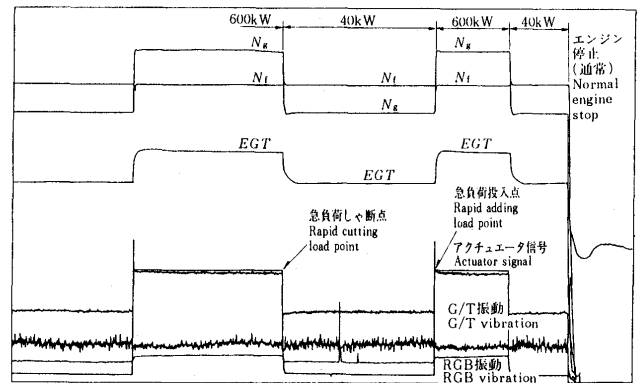


図7 急負荷変動試験

速度が 600 min^{-1} と 220 min^{-1} の2機種を製作、ツインパック機種も現在試作を終え工場試験において各種データを採取中である(図8)。累積運転時間は700時間を越えており、さらに信頼性の確認運転を行っている。

3.4 出力範囲

図9に対応可能な出力範囲を示す。現在約300PS~1840PSまで対応が可能であり、ST18ガスタービンを使用した新機種の立形ガスタービンの開発も行っており約2100PSまで対応可能となる。

4. ポンプ場への立形ガスタービンの導入効果

立形ガスタービンを採用することにより、横形ガスタービンの機能に対しさらに下記に示す導入効果がある。

4.1 設置面積の削減効果

1) 流れ方向のスペース削減

立形ガスタービンはポンプ真上に設置できるため、原動機平面スペースが不要になる。また、今までの2床式を1床式土木構造とすることによって、さらにスペースを削減できる。

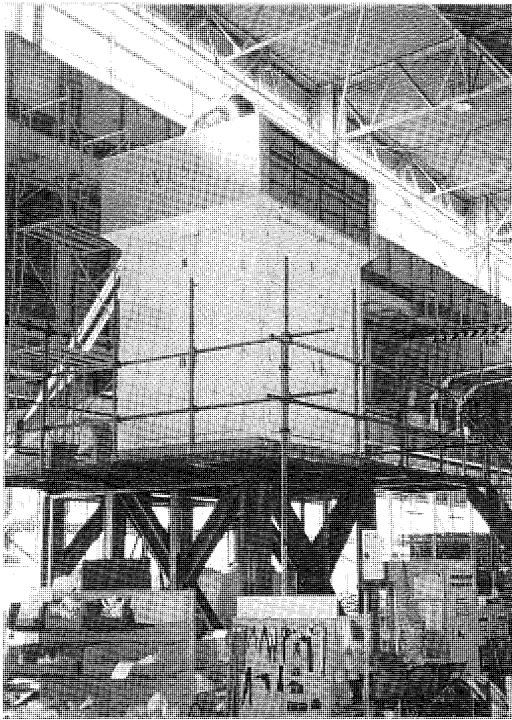
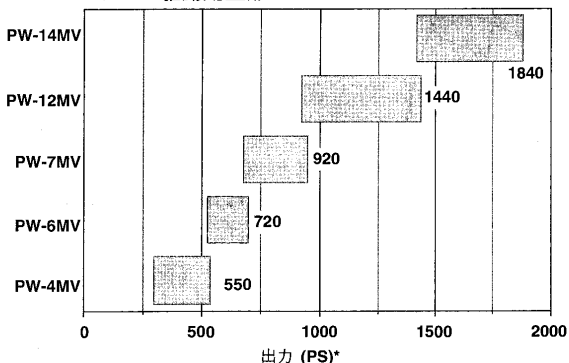


図8 ツインパック工場試験

ST6

ポンプ駆動用立形ガスタービンPW-MVシリーズ



*: 吸気温度40℃, 大気圧力1013hPa, 吸気損失100mmAq, 排気損失150mmAq, 液体燃料

図9 出力範囲

2) 機場幅方向のスペース削減

ポンプ真上にガスタービンを設置し、重量物を一ヶ所にまとめ、天井にマシーンハッチを設けるこ

とにより、トラッククレーンでの据付が可能となる。天井クレーンが不要になり、ポンプ場内に搬入スペースが不要になるため、機場幅を縮小する事も出来る。

4.2 騒音問題での効果

ポンプ場内でかさ歯車減速機の騒音が最も大きかった(約 95 dBA)が、立形ガスタービンではかさ歯車減速機を省略できるため、ガスタービンパッケージ騒音(約 85 dBA)まで低減でき、操作環境を改善できる。

4.3 維持管理効果

かさ歯車減速機が省略できるため、維持管理点数が減少し維持管理が簡素化される。

4.4 経済性効果

1) 土木建築費

ポンプ場スペースの縮小化により土木建築費が大幅に安価になる。

2) 設備据付費

付帯設備を含めた設備費ならびに駆動系の据付が安易なため据付工事費も安価になる。

以上のように、設備の簡易化や低コスト化に対応することが出来ると考える。

5. あとがき

ポンプ駆動機としては、ディーゼルエンジンから横形ガスタービンへと移り変わってきている。ポンプ駆動機としてのガスタービンの優位性が理解された結果である。今後は、時代の要求でもあるコンパクトな排水機場の建設要求に対して、立形ガスタービンの採用も増加するであろう。

本年、弊社は立形ガスタービンの受注に成功したが、十分な試作機の検証試験の経験を生かし、ポンプ場での排水運転で市場の期待に応えたい。

最後に立形ガスタービンの開発に際し、(財)先端建設技術センターや(社)河川ポンプ施設技術協会の方々の大いなる助言やご指導に対しこの場を借りて御礼申し上げます。

参考文献

- (1) 「ポンプ駆動用 ST6 立形ガスタービン」, 中村修三, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 24, No. 95, 1996.12

ガスタービン用耐熱コーティング (3)

吉葉 正行*1
YOSHIBA Masayuki

キーワード: ガスタービン, ジェットエンジン, 耐熱コーティング, 遮熱コーティング, 超合金, 高温腐食, 高温酸化, 損傷解析
Gas Turbine, Jet Engine, Heat-Resistant Coating, Thermal Barrier Coating, Superalloy, Hot Corrosion, High-Temperature Oxidation, Failure Analysis

4. コーティングシステムの損傷事例と解析法

4.1 基本的考え方

前章で紹介した各種のガスタービン用耐熱コーティングが実用面で優れた有用性を発揮していることは周知の通りであり, これらの実用化に先立って展開された耐環境性を中心とする特性評価研究例も豊富にある^{(57),(58)}。本節では, これら多くの研究の中から, 拡散コーティングとプラズマ溶射やEB-PVDのようなオーバーレイコーティングからなる耐熱耐食コーティングシステムの耐環境性に関する比較研究例を簡単に紹介しよう。

図 21 は, Ni-19.7Nb-6Cr-2.5Al(mass%)系一方向共晶合金に種々の耐熱コーティングを施し, 1093°C-55 min 大気中加熱後, 5 min 空冷による繰返し酸化試験を実施して得られた重量変化曲線である⁽⁵⁹⁾。基材の Ni 基共晶合金は 1970 年代当時, 高温耐用の次世代型超合金として将来性が大いに期待されていたが, 現在は酸化物分散強化型 (ODS) 合金と将来性において競合関係にある。いずれにせよ, 熱膨張率等の物理的性質は現用の Ni 基超合金と同等と考えてよい。これによれば, EB-PVD やプラズマ溶射などによる MCrAlY 系コーティングシステムは頻繁な熱サイクル酸化条件においてもコーティング層の大規模なはく離を起こさず, Al 拡散コーティングシステム ([Cr-Al], [Ni+(Cr-Al)]) よりも緩慢な重量変化と格段に優れた耐酸化性を示している。とりわけ EB-PVD では, MCrAlY 成分中に含まれている Y やスパッタリング法によって堆積した Pt の効果 (Ni-CrAlY+Pt) などにより Al₂O₃ 保護酸化皮膜のはく離抵抗が大幅に改善され, 最も優れた耐酸化性が期待できることがわかる。このようにオーバーレイコーティングにおけるコーティング/基材合金界面での密着性は, 拡散熱処理過程 (3.2.2 項) や高温運転中に生じる主要元素の相互拡散により早急に改善されるため, 相当厳しい熱サイクル下でもコーティング層のはく離は問題にならないとみてよい。

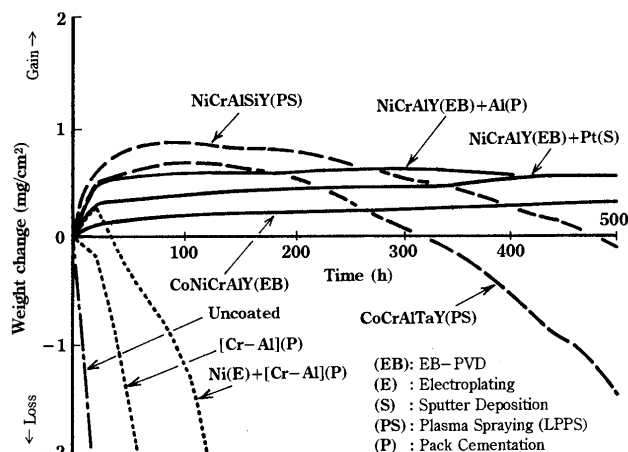


図 21 各種コーティングシステムの熱サイクル酸化における重量変化⁽⁵⁹⁾ (1093°C加熱 55 min-空冷 5 min)

図 22 は, Ni 基 IN 738 合金基材 (化学組成は 2.1.2 項, 表 2 参照) に CoCrAlY 合金溶射 (PWA 68) または Al 拡散コーティング (PWA 273) を施し, 石炭燃焼ガスタービン環境を想定して Na₂SO₄-K₂SO₄ 系混合塩を添加した 871°Cバーナリグ試験における腐食重量変化曲線であり, 比較のために他の無被覆超合金の結果も併示してある⁽⁶⁰⁾。本バーナリグ試験装置では, 約 180 m/s のガス流速により, Na₂SO₄-22%K₂SO₄ 組成の塩が 0.05 mg/cm²h の速度で試験片表面に堆積する。IN 738 無被覆材の耐食性は, これより高 Cr 含有の ODS 合金 MA 754 (Ni-20Cr-0.5Ti-0.3Al-0.6Y₂O₃) や Co 基合金 X 45 (化学組成は 2.1.2 項, 表 2 参照) とほぼ同等で, いずれも直線則に従った腐食減量を示す。これに対してコーティングシステムでは重量変化が格段に軽減され, とりわけ Al₂O₃ 保護皮膜の生成能と再生能に優れた Al 拡散コーティング (PWA 273) による耐食性改善効果が著しいことがわかる。しかし CoCrAlY 系溶射システムでは, コーティングの損傷劣化 (はく離) が約 60 h 以降で促進される傾向を示している。

また図 23 は, 図 22 と同一の対象材料, バーナリグ試

原稿受付 1997 年 11 月 8 日

* 1 東京都立大学大学院工学研究所

〒 192-0397 東京都八王子市南大沢 1-1

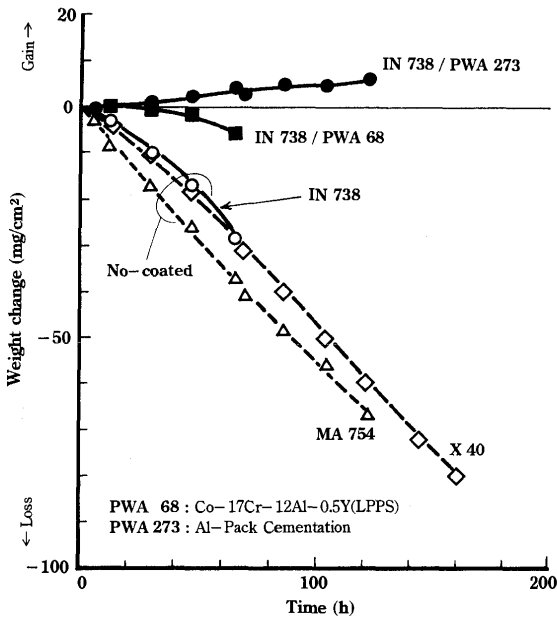


図 22 Na₂SO₄-22%K₂SO₄ 塩堆積バーナリグ試験によるホットコロージョンでの重量変化⁽⁶⁰⁾ (871°C, 塩堆積速度 0.05 mg/cm²h)

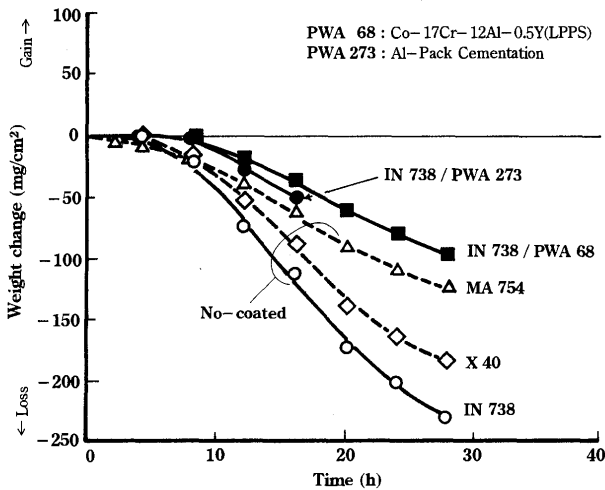


図 23 Na₂SO₄-22%K₂SO₄ 塩堆積バーナリグ試験によるエロージョン-コロージョンでの重量変化⁽⁶⁰⁾ (871°C, 塩堆積速度 0.05 mg/cm²h, Al₂O₃ 粒子直径 2.5 μm)

験装置および溶融塩腐食環境に対し、Al₂O₃ 粒子(粒子直径 2.5 μm) 衝突によるエロージョンを付加したエロージョン-コロージョン試験結果である⁽⁶⁰⁾。このように過酷な環境中では、コーティングシステムといえども相当急速な重量減少を生じており、メカノケミカルな要因による Al₂O₃ 保護酸化皮膜の損傷劣化が著しく助長されることがわかる。

このように、実機環境で問題となる複合化された損傷要因のもとでのコーティングシステムの性能劣化は、高温酸化や高温腐食のような単独因子のみによる場合とは大きく異なり、著しく促進されるのが通例である。図 24

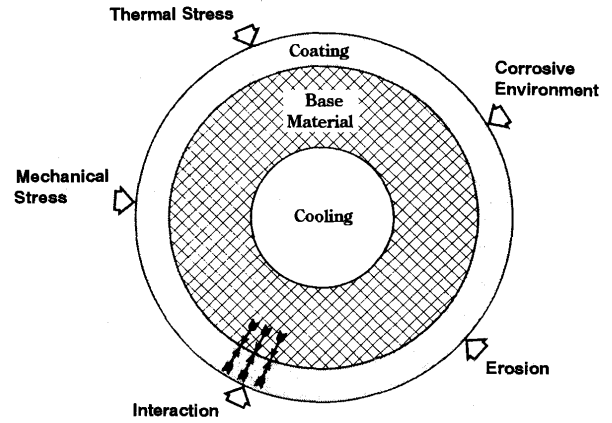


図 24 コーティングシステムの有効性に対する影響因子⁽⁶¹⁾

は、コーティングシステムの有効性(逆にみれば損傷劣化)に影響を与える要因をまとめたものであるが⁽⁶¹⁾、図 23 のようなエロージョン-コロージョンは複数の影響因子が重畳した過酷な環境とみなせる。このように複雑多岐にわたる環境側影響因子に加え、コーティング/基材合金界面での各構成元素の二次拡散に起因する組成・組織変化もまたコーティングシステムの性能に重大な影響(多くの場合、性能劣化)を及ぼす。

このように多様な環境条件下でコーティングシステムが受ける損傷劣化の原因を分類すると、基本的には以下のような 4 タイプへの分類が可能であろう。

- (1)タイプ I: 主特性(耐環境性)の劣化または不十分
- (2)タイプ II: 副特性(コーティングの高温強度特性など)の不備に起因する劣化
- (3)タイプ III: 複数の損傷要因の競合, または同時作用効果による劣化
- (4)タイプ IV: 不測の事態による劣化

タイプ I の問題は、ガスタービン TIT の著しい高温化が推進されている現在、従来型コーティングの耐用温度が限界に達しつつあるという点で相当深刻化している。タイプ II に関連した問題は、例えばコーティング皮膜の強度靱性が不十分の場合、コーティング皮膜の容易な熱機械的破損が基材合金における局部腐食を誘発する事例として、Al 拡散コーティングと VPS あるいは EB-PVD による MCrAlY 系オーバーレイコーティングに共通してしばしばみられる^{(62),(63)}。タイプ III の問題は、実機作動条件を考えると最も多発する可能性が高いが、現象の複雑性と影響因子の多様性のために、この種の損傷解析には多方面にわたる専門知識と高度な解析・分析手法を動員する必要がある、通常は多大な困難を伴う。次節以降では、これら主要タイプの損傷解析例と解析手法について紹介する。

なお、タイプ IV の不測の事態としては、例えば陸用ガスタービンの立地条件が海岸や工業地帯に隣接している場合には、取入れ空気からそれぞれ海塩粒子(NaCl)や SO_x 等の混入は十分予測できるので、空気フィルタ等の

予防策を講じることにより問題回避が通常可能である⁽⁶⁴⁾。むしろ問題になるのは、例えば SO_x を多量に発生する産業廃棄物焼却プラントなどが近隣にあって、この煙突から排出される高濃度 SO_x が風向き等の条件によって一時的に空気と混合されて多量に吸入されるような LNG 燃焼ガスタービン等の場合であり、このような場合にはあまり厳格な予防策が講じられていないだけに、短期間の SO_x 吸入によっても相当深刻な腐食損傷を受ける可能性がある。また航空機のジェットエンジンでは、噴火・爆発した火山の噴煙成分の吸入により、エンジンの各高温部材が急激な腐食損傷を受けるという事例は有名である。

4.2 損傷解析例

4.2.1 Al 拡散コーティング翼の異常酸化

Al 拡散コーティング (Pt/Al 等の複合被覆も含める) は、ジェットエンジン高温部材用の耐熱コーティングとして最近まで主流を占めてきており、現在でも最高温度を除く相当多くの部位で利用されている。これは、航空機エンジンのように頻繁な起動停止に伴う熱サイクル酸化に対して Al 拡散コーティングが本質的に優れた性能を発揮できるうえ、これまでに豊富な実績を有するためである。しかし、最近のジェットエンジン TIT の上昇につれて、Al 拡散コーティングの耐用限界を示唆する損傷事例 (Type I) が散見されるようになってきた。

写真 4 (口絵参照) は、JT9D エンジンの第 1 段動翼で使用されていた一方向凝固 Ni 基超合金/Al 拡散コーティングシステムで発見されたコーティングの特徴的損傷 (異常酸化) 形態と主要元素の EPMA 分析結果である。ここで特徴的なことは、例えば頻繁な熱サイクルなどに起因して表面酸化皮膜の保護性が劣化したコーティング損傷部から異常酸化が端を発し、“こぶ状酸化物 (Wart-Like Oxide)” を成長させながら進展することであり、こぶ状酸化物は健全なコーティング層を消耗させながら拡大する一方、基材合金側の深さ方向にも進展する。ここでさらに重要なことは、こぶ状酸化物成長の前縁部では窒化反応によって AlN (カラーマッピングにおける黄色の針状析出物) が常に先導的に形成されていることであり、それゆえ燃焼ガス主成分である窒素 (N) の吸収が容易に起こりうる高温条件下でコーティングシステムが作動していたことを示唆する。保護酸化皮膜の安定性に関わるエンジンの作動条件や環境条件にもよるが、一般的に約 900°C 以上の高温では N 吸収の可能性を疑った方が無難であろう⁽⁶⁵⁾。

スケール前縁部での AlN の優先成長は、燃焼ガス中の N 濃度 (厳密には N 活量) が格段に高いことと、N の原子サイズが O に比べて約 15% 小さいために合金内部で高い拡散性を有することなどに起因する。したがって保護酸化皮膜劣化の条件が整えば、N が最優先で合金内部に侵入し、窒化物生成反応が可能である。そして N 吸収が一度起これば、コーティング層に存在する高濃度 Al

はもとより、その直下に成長する Al 拡散層の Al も選択的に反応して特徴的形態の AlN を生成するだけでなく、その後の内部酸化をも助長して塊状スケールの成長を誘発するため、Al₂O₃ 保護酸化皮膜の再生は全く期待できなくなる。AlN の酸化反応は約 700°C 以上で促進される。また、こぶ状酸化物構成元素としては Al の他に、相当高濃度の Cr や Co の存在も確認されており、それゆえ Al の消耗が進むにつれて、Al 以外の合金元素による多孔質酸化物の生成傾向の増大がこぶ状酸化物成長につながる可能性を示唆する。この段階になれば当然、その後の耐酸化性は保証できないので、損傷を受けた動翼は定期点検時に処分され、新造品に交換される。

このように、拡散コーティング主成分である Al の有効性を損なうような窒化反応を伴った異常酸化現象が問題になるのは必ずしもジェットエンジン部材に限ったことではなく、陸用ガスタービンでも同様の損傷がさらに低温側 (800~850°C 程度以上) から問題となる場合がある。また、MCrAlY 系オーバーレイコーティングにおいても例外とはいきれない。要するに、保護酸化皮膜の完全性が損なわれるような厳しい熱化学的損傷要因のもとでは、燃焼ガス主成分の N もまたコーティングシステムの損傷劣化に重大な役割を果たす可能性がある。

4.2.2 コーティング/基材合金間の二次拡散問題

(1) 第二相析出反応

ここで取り上げるケースも前項と同様、パックセメンテーションによる Al 拡散コーティングシステムの性能劣化問題 (Type I) であるが、Q&A 方式で考えてみよう。

[Q] 図 25⁽⁶⁶⁾ は、ジェットエンジン動翼用の Ni 基製造超合金 IN 100 (Ni-15 Co-10 Cr-5.5 Al-4.7 Ti-3 Mo-1 V-0.18 C) に Al 拡散コーティングを施したシステムに対して、950°C の大気中加熱においてコーティング皮膜直下の Al 拡散層に形成された針状析出物の寸法 (長さ) の経時変化である。本析出物に関する種々の解析調査の

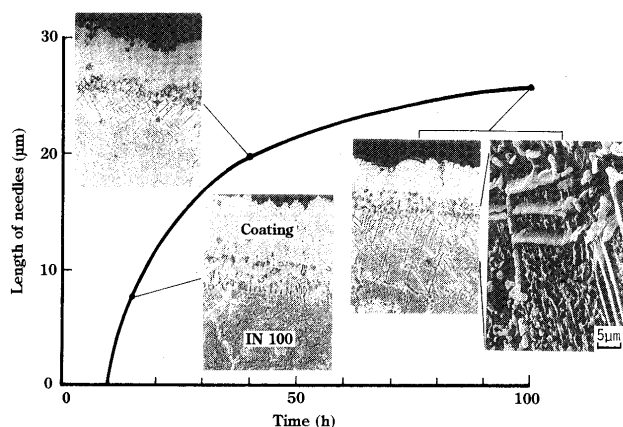


図 25 Ni 基超合金 IN 100/Al 拡散コーティングシステムの拡散層における針状析出物の成長挙動⁽⁶⁶⁾ (950°C 大気中加熱)

結果、以下のような事項が判明した。

1) 針状析出物の生成反応は950°Cをピークとして800~1000°Cの温度域でのみ認められた(図26)。

2) これと同様の析出反応は、同一温度域でのジェット燃料油燃焼ガス雰囲気中でもみられた。

3) 析出物の同定はできていないが、オージェ電子分光(AES)分析の結果、Cr、Cとともに少量のMoが検出されたので、恐らく $M_{23}C_6$ 型炭化物の $Cr_{21}Mo_2C_6$ と推定される。

4) 問題となる界面近傍では基材合金内部に比べてNの濃化が確認された。しかし加熱前には、N濃化は生じていない。

5) 針状析出物反応には未固溶炭化物TiCが核を提供した形跡がある。

以上のような検討結果に基づいて、Peichlら⁽⁶⁶⁾は図27のような針状析出物成長モデルを提案した。このモデルを論評せよ。また、このような組織変化がコーティングシステムの性能に与える影響を考察せよ。

[A] 図27のモデルは、雰囲気からのN吸収に伴っ

てAl拡散層で $TiC \rightarrow Ti(C, N)$ への置換反応が起こり、ここで放出されたCが基材合金マトリックス中のCrやMoと反応して $M_{23}C_6$ 型炭化物を特定の結晶学的方位に優先成長させるというものである。この過程の中でN吸収は、潜伏期間でのみ重要な役割を果たすものと解釈している。

このように特徴的形態を有する析出物として通常よく誤解される代表的TCP相⁽⁶⁷⁾の σ 相⁽⁶⁸⁾とは異なった析出相を推定している点で本モデルは評価でき、基本的誤りはないとみられる。しかし、以下のような解釈の細部において修正が必要と考えられる。

a) Nの侵入は潜伏期間のみに限らず、その後も絶えず継続して起こる。

b) TiCから遊離したCのみが $M_{23}C_6$ 型針状炭化物の成長に消費される必然性はない。

c) マトリックス中のCrの長距離拡散は必要でない。結局、針状析出物はN吸収に起因して、以下のような過程を経て成長するものと考えられる。

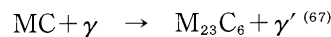
1) 雰囲気からのNの侵入：図25の潜伏期間の存在と、その後の放物線の挙動は、針状炭化物の成長が環境側成分の拡散律速によって起こることを示唆する。

2) コーティング~Al拡散層における固溶Nの濃化： $TiC \rightarrow Ti(C, N)$ の変化はN濃化の当然の帰結である。

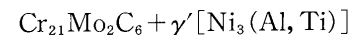
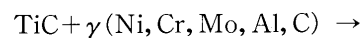
3) $Ti(C, N)$ を核とした $M_{23}C_6$ 型針状(板状)炭化物の析出：

3.1) 針状炭化物成長に関わるCは必ずしもTiCから遊離したものに限る必要はない。むしろ、この領域でのN固溶に伴いCの固溶限が相当低下するため、炭化物の析出条件は十分整っているとみるべきであろう。

3.2) $Ti(C, N)$ と γ マトリックスとの反応による $Cr_{21}Mo_2C_6$ の形成：



今回の反応では次のようになる。



この領域では、コーティング主成分のAlの拡散固溶に伴って次第に基材合金内部に排斥されたフェライト(BCC)安定化元素のCrとMoが高濃度化しているため、針状炭化物の成長に際しては炭化物近傍に固溶しているCrとMoが十分供給可能であり、図27のようにCrの長距離拡散は必要ない。また、図26のような炭化物成長の温度依存性は、IN 100において $M_{23}C_6$ 型炭化物が最も安定に存在できる温度域とよく符合する⁽⁶⁷⁾。

3.3) 炭化物の板状析出：特定の結晶学的面と方向への優先成長形態は通常よくみられ、これをウィッドマンステッテン組織(Widmanstätten structure)と呼ぶ。

このように板状炭化物が粗大成長した組織領域は、一般に強度特性に悪影響をもたらす場合が多い。図28は、IN 100/Al拡散コーティングシステムの950°Cクリープ

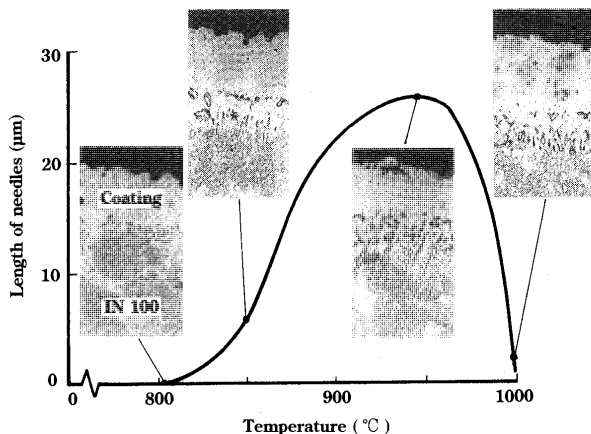


図26 Ni基超合金IN 100/Al拡散コーティングシステムの拡散層における針状析出物成長の温度依存性⁽⁶⁶⁾(100 h 大気中加熱)

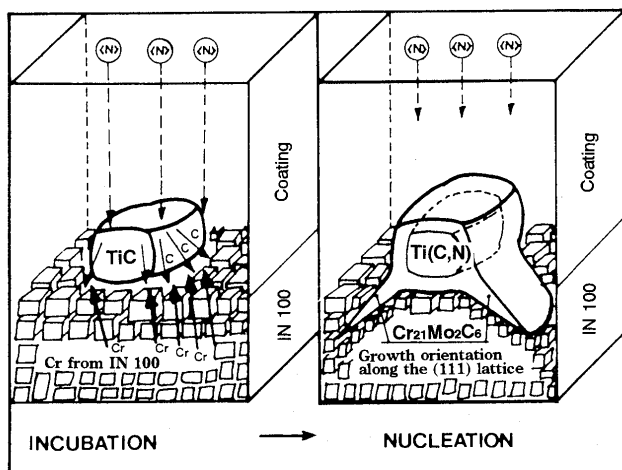


図27 針状析出物の成長モデル⁽⁶⁶⁾

試験で発達したき裂形態である⁽⁶⁶⁾。通常、クリープ破壊は結晶粒界で選択的に起こるが、図 28 の場合にはコーティング表面あるいはコーティング/Al 拡散層界面から発生したクリープき裂の伝播経路を粗大板状炭化物が提供し、粒内破壊を誘発していることがわかる。このように特徴的形態を有する組織は、熱疲労など他の熱機械的負荷条件下でも共通的に有害とみなされている。

(2) 二次反応領域 (SRZ) の発達

近年開発されている Ni 基単結晶合金には W, Mo, Re 等の高融点金属が合計で約 10 mass% 以上に多量添加されているが、このような合金に Al 拡散コーティングや MCrAlY 系オーバーレイコーティングを施した場合、後熱処理過程や実機での高温作動中に起こる Al の二次拡散に伴い Al 拡散層直下において二次反応領域 (SRZ) が発達することが知られている。

図 29⁽⁶⁹⁾ は、Re を中心とする高融点金属を多量添加した第 3 世代の Ni 基単結晶実験超合金 5 A (Ni-12.5 Co-4.5 Cr-6.25 Al-7 Ta-6.25 Re-5.75 W) に Pt/Al 複合コーティングを施し、1093°C-400 h 加熱によって発達した SRZ の微細組織と模式形態である。Al の拡散領域の下に発達する SRZ は、Ni-Al-Ta 系の γ' マトリック

ス相中に Ni-Co-Cr リッチの γ 相と Re-W リッチの P 相 (TCP 相⁽⁶⁷⁾) が針状形態で析出した特徴的の微細組織を呈し、特に Re の多量添加 (約 5% 以上) や Pt/Al 複合コーティングが SRZ 成長を促進することなどが見出されている。そして SRZ では、応力負担能力が相当低下しているため、コーティングシステムの強度劣化の原因になるばかりでなく、き裂発生をも誘発する危険性が高い。したがって SRZ の成長抑制策として、以下の 4 項目が提案されている⁽⁶⁹⁾。

- 1) 単結晶合金組成の見直し
- 2) コーティング成分と Al 活量, およびプロセッシング等のコーティングパラメータの改善
- 3) コーティングの予備処理としての浸炭処理の実施
- 4) コーティング前の合金表面における残留応力除去

現在開発されている低 Cr-高 Al 含有のジェットエンジン用 Ni 基単結晶合金は、高温強度を主眼とした合金設計に基づいて開発されており、耐環境性はほとんどの場合、コーティングに依存している。しかし本系合金では、コーティングの施工により SRZ が容易に発達して合金本来の強度特性に劣化を招きやすく、合金組成変動に対する許容性に乏しいという欠点を有する。つまり、従来にも増して組成・組織安定性は限界に近づきつつあるといえる。したがって今後は、コーティングの適用を前提とした組成・組織安定性に基づく合金設計が重要であり、この観点に立った合金開発も進んでいる。

なお第 3 世代の Ni 基単結晶合金における SRZ は、コーティングを施さない状態でも、大角 (多結晶合金) ならびに小角粒界やデンドライトコアのような成分偏析のある組織領域においてセル状に発達することが同時に指摘されている⁽⁶⁹⁾。

4.2.3 Al 拡散コーティング翼における熱機械的損傷

ここでは、コーティングに要求される副特性が原因でコーティングシステム全体の損傷劣化が早期に起こる事例 (Type II) を紹介しよう。

写真 5 (口絵参照) は、4.2.1 項と同型の JT9D エンジン

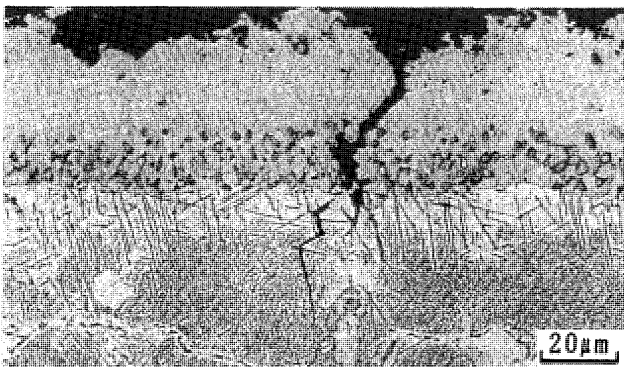


図 28 Ni 基超合金/Al 拡散コーティングシステムにおけるクリープき裂形態⁽⁶⁶⁾ (950°C 大気中, 170 MPa-378 h)

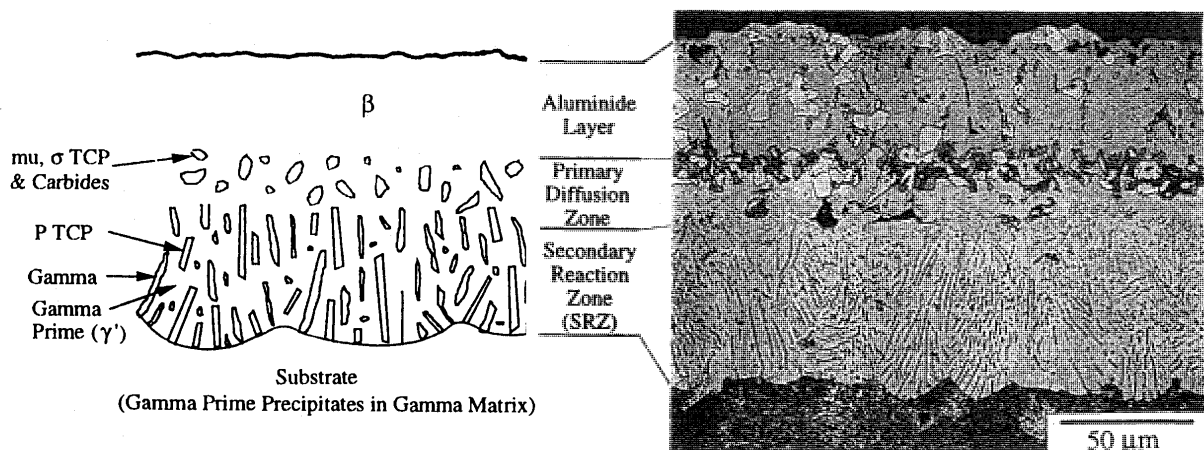


図 29 第 3 世代 Ni 基単結晶超合金/Pt/Al 複合コーティングにおける SRZ の発達⁽⁶⁹⁾ (1093°C-400 h 大気中加熱)

ン第1段静翼(NGV)で使用されていたCo基超合金/Al拡散コーティングシステムにおける典型的損傷形態とコーティング損傷部における主要元素分布のEPMAカラーマッピングである。表1(第2章)で紹介したように、ジェットエンジン静翼では熱疲労が最も重要な損傷要因となるが、コーティング自体が熱疲労抵抗に優れていないと写真5にみられるようにき裂が容易に発生し、ここからコーティング/基材界面に沿った選択的酸化とともに、酸化-熱疲労相互作用による急速なき裂進展が基材合金内部に向けて可能になる。したがって、外見上は健全にみえても、コーティング皮膜下で局所的なき裂や酸化が進展し、これによって偶発的破損の可能性が増大する。とくにEPMAカラーマッピングから明らかのように、コーティング/基材界面での酸化により Al_2O_3 以外に Cr_2O_3 が相当多量に生成しており、これに伴って著しいCr欠乏域がコーティング皮膜のき裂直下に発達している。このようなCr欠乏域では、Cr系炭化物による析出強化が減退して基材合金強度(硬さ)の局所的低下を招くため、疲労なき裂進展が助長される。

このようなコーティング皮膜自体の熱機械的損傷に起因したコーティングシステムの劣化事例は、コーティング法の種類にかかわらず多数報告されている^{(62),(63),(66),(70)}。したがってコーティングによる耐環境性改善効果を保証するためには、コーティング皮膜はもとより、コーティング成分の拡散・反応領域までもを含めた表層部の強度靱性を中心とする副特性をさらに向上させる必要がある。しかし、ガスタービン高温部材が受ける熱機械的負荷様式は極めて複雑で⁽⁷⁰⁾、しかも同一部材内でも部位によって全く異なった負荷履歴を受けることが知られており、それゆえ講じるべき対策も多様化せざるを得ない。この問題は、コーティングシステムに関する将来的技術課題の中の合理的評価法とも関連するので、第5章(第4報)で改めて取り上げることにしたい。

また写真5で注目すべき点は、コーティングのき裂先端部に相当高濃度のSが検出されることであり、高品位のジェット燃料油を用いる場合でも硫化の問題が全く回避できるとは言いきれないことがわかる。ここでは、硫化反応が酸化に先行して基材合金内部で生じた形跡は認められないが、例えば低応力-低ひずみ振幅における疲労のように、き裂が停留あるいは極めて低速で進展するような負荷条件下では硫化腐食反応の先導によるき裂進展の可能性が増大する⁽⁷¹⁾。事実、写真5(b)の疲労き裂先端部でもSが高濃度検出されており、熱疲労と腐食の相互作用によるき裂促進効果が示唆される。

このような問題は、低品位燃料を使用する陸用ガスタービンではさらに深刻化することが容易に推測できる。ただし、Co系硫化物共晶体の融点は $877^{\circ}C$ にあり⁽²⁰⁾、Ni系硫化物共晶体よりも高融点であるので、Co基超合金を基材合金に使用する限り液相硫化物生成を伴った急速な腐食損傷の危険性は少ない。

なお写真5によれば、コーティング皮膜直下のAl拡散層に AlN の針状析出物が多数認められる。この原因としては当然、4.2.1項で示したN吸収を疑うべきである。しかしながらCo基合金の場合には、炭化物による析出強化の目的で比較的少量に添加されているCとともに相当量のNも固溶状態で存在するので、Alの拡散固溶に伴って次第に基材合金内部へ排斥された高濃度の固溶Nが析出反応に関与したとの見方もできる。

4.2.4 遮熱コーティング(TBC)システムの損傷劣化

(1) ガスタービンでの高温腐食-熱疲労同時作用効果

TBCシステムの実機損傷事例の報告はまだ多くないが、ここでは筆者が関わった損傷解析例を紹介しよう。

図30は、製鉄所から導入の転炉ガスと灯油を燃料としたLDGガスタービンの第1段静翼(NGV)としてWSS相当の作動条件で2年以上使用された2種類のTBCシステムの断面損傷形態である⁽⁵⁶⁾。左側のYSZトップコート/NiCrAlYボンドコート/Co基超合金基材からなるTBCシステムでは、約2年間の使用により特にconcaveでのコーティングの破損と消耗(減肉)が著しく、トップコートが完全にはく離した表面部もみられた。このようなconcaveでのトップコートの減肉と変質には、転炉ガスに混じって飛来するFe酸化物(Fe_2O_3)粒子の衝突によるエロージョン-コロージョンが相当程度関与していると考えられる。また、YSZトップコートに先在する貫通き裂を短絡経路として腐食成分が容易に侵入し、硫化-酸化反応(2.2.2項参照)に基づく腐食損傷がトップコート/ボンドコート界面を選択的に進展しやすいことがわかる。したがって、トップコートのはく離の誘因として重要な界面の腐食損傷を注視する必要がある。

これに対してCaO-SiO₂-ZrO₂(C₂S-CZ)系トップコートを有するTBCシステム(図30右側)では、YSZ系TBCに比べて約2倍の長期間使用にもかかわらずトップコートのはく離はもとより、減肉もconvex, concave両面でほとんどみられず、耐エロージョン-コロージョン性に優れていることが実証された。また本系TBCでは、溶射プロセッシング当時にはトップコートに貫通き裂が全く存在しないことが特徴であるが(3.2.3項, 図20参照)、4年間の使用により多数の貫通き裂の発達が認められる。このことは前項と同様、静翼部材特有の厳しい熱疲労損傷によって後天的に貫通き裂が導入された可能性(Type II)を示唆する。このような貫通き裂部ではトップコート成分のCaと環境側から侵入したSO₂またはSO₃との反応によりCaSO₄の生成が確認されており⁽⁵⁶⁾、それゆえボンドコートから基材合金にかけてCaSO₄に起因した硫化腐食が懸念される。しかしCaSO₄は、融点が約 $1450^{\circ}C$ にあつてNa₂SO₄等のアルカリ金属硫酸塩に比べて格段に高く、しかも熱力学的にも安定なため、CaSO₄単独生成の場合に限って高温腐食損傷は深刻な問題にならないと考えてよい。事実、図30から明らかのように、C₂S-CZ系TBCシステムのトッ

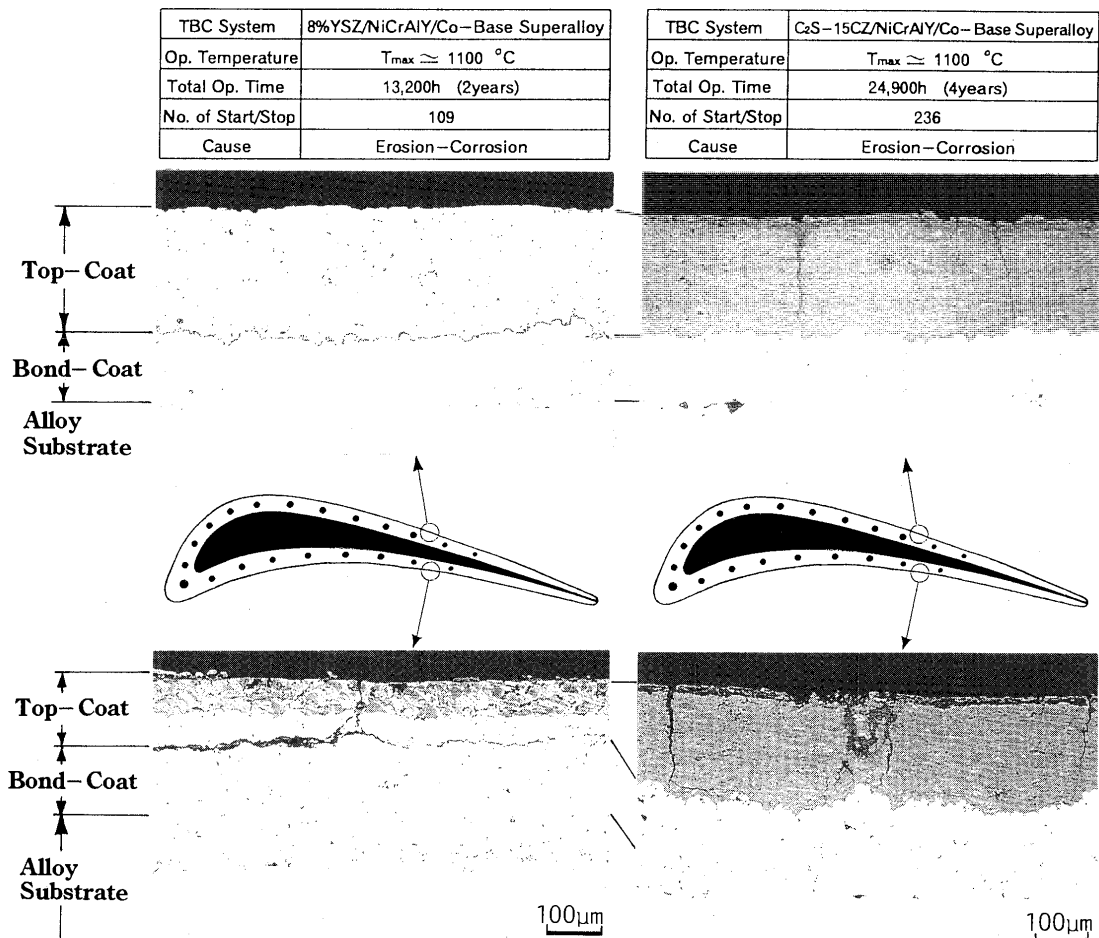


図 30 LDG ガスタービン第 1 段静翼に使用された 2 種類の TBC システムにおける典型的損傷形態⁽⁵⁶⁾

ブコートに成長するき裂はトップコート/ボンドコート界面で効果的に抑止されている。

(2) 高温腐食-クリープ-疲労同時作用効果の実験室的解析

前項(1)のような TBC システムの実機損傷状況を実験室的に再現する場合、従来多用されてきた高温酸化試験や高温腐食試験などによっては、たとえ頻繁な熱サイクルを付加しても的確な再現が難しいことが見出されてきており、やはり高温腐食環境中で熱機械的の負荷を同時作用させることが必要となる⁽⁵⁶⁾。

写真 6(口絵参照)は、YSZ/CoNiCrAlY/IN 738 LC 系 TBC システムを対象として、 800°C の $\text{N}_2\text{-}5\%\text{O}_2\text{-}10\%\text{CO}_2\text{-}2\%\text{SO}_2$ (vol.%) 混合ガス雰囲気中で実施した引張り保持時間を伴うクリープ-疲労複合負荷試験 (最大応力 450 MPa, 破断寿命 41 h) におけるコーティング部の典型的損傷形態と主要元素の EPMA カラーマッピングである⁽⁷²⁾。3.2.3 項で説明したように、YSZ 系 TBC システムのトップコートに発達するセグメンテーション組織は熱応力緩和機能を果たすため、一般的には好ましい組織とみなされているが、写真 6 から明らかなように、クリープ-疲労複合条件下ではトップコート貫通き裂部から発生したき裂が MCrAlY 系ボンドコートを容易に貫

通し、さらに基材合金内部へ進展する気配をみせると同時に、S や O 等の腐食性成分の容易侵入経路を提供する。腐食はまた、コーティング/基材合金界面に沿って選択的に進展する気配がみられ、そこでの硫化腐食の重要性が推測される。とくに疲労成分を伴う動的負荷条件下では、あらゆる腐食性成分がき裂先端部にまで導入されやすいため⁷⁾、き裂先端における複雑な腐食反応を考慮するとともに、基材合金の耐食性も十分確保しておく必要がある。

このようなクリープ-疲労複合負荷条件下でのき裂進展に対する腐食環境効果の重要性は当然、応力あるいはひずみ振幅レベルと腐食性の強さの相対的バランスによって決まる。一般にガス腐食雰囲気中で高応力レベルの場合には熱機械的損傷主導型 (Type II) となるが、溶融塩腐食が関与する場合にはあらゆる損傷要因の競合型 (Type III) を想定する必要がある。また動的疲労成分が問題にならない単調クリープ負荷条件下でも溶融塩腐食環境中では、基材合金や MCrAlY ボンドコートのクリープ変形に伴って開口しやすいトップコートの貫通き裂部から腐食性成分が直接侵入できるため、開口き裂直下のボンドコートから基材合金にかけて局部的かつ急速な腐食損傷がき裂進展を助長することが、筆者らの最近

の研究により見出されている⁽⁷³⁾。

なお、TBC システムのクリープ-疲労複合負荷条件下でのき裂発生箇所として、温度やひずみ振幅レベルなどにかかわらず、トップコート表面ばかりでなく、トップコート/ボンドコート界面やボンドコート/基材合金界面のような組織学的特異点が共通的に問題となることも次第に明らかになってきている^{(72),(74)}。

4.2.5 傾斜組成コーティングシステムの異常変形問題

3.1 節で紹介したように、ジェットエンジン燃焼器用 TBC システムのトップコートとして、プラズマ溶射による MgO 安定化 ZrO₂ (MSZ)/CoCrAlY 合金による傾斜組成コーティング (Continuous Graded Coating) が Ni 基超合金に一時期適用されたが⁽²⁸⁾、本システムに特有の異常変形問題を経験して以来、現在のような多層 TBC に戻された経緯がある。

ここで問題となったのが、傾斜組成トップコートに分散している CoCrAlY 中の Al の選択的内部酸化現象であり、その状況を模式的に図 31 に示す。すなわち、MSZ をはじめ ZrO₂ 系は典型的な n 型半導体で O²⁻ アニオンを受容しやすいため、MSZ 表面から侵入した O²⁻ が傾斜組成域の外層部に分散している CoCrAlY 粒子中の Al と選択的に反応して Al₂O₃ 粒子を形成する。酸化によって同量の Al が Al₂O₃ に変化するには体積膨張を伴う (厳密には Pilling-Bedworth 比が 1 より大きい⁽¹⁴⁾) ので、内部酸化が最も生じやすい傾斜組成域の外層側ほど大きな内部応力が発生し、結局 TBC システム全体としては凸型に変形することになる。このような内部酸化に起因した傾斜組成 TBC システムの異常変形は、例えば 1093°C-24 h 程度の大気中での等温酸化によっても十分起こりうる。

ただし、このような問題が深刻化するのには、基材合金部が肉厚において傾斜組成コーティング層厚さと同程度に薄く、かつ高温強度 (特にクリープ強度) の低い場合に限られるものとみられる。したがって、例えば Hastelloy X のように主たる強化機構をもたない固溶体合金の極薄板を基材合金に多用しているジェットエンジン燃焼器では十分起こりうる現象といえる。逆に、基材合金の肉厚がコーティング層厚さに比べて格段に大きく、しかも冷却効果と析出強化の組み合わせによって十分な高温強度が期待できるコーティング翼などでは異常変形の可能性は小さいと考えてよい。しかしこの場合にも、傾斜組成 TBC 内では内部酸化に伴う材質変化 (劣化) と内部応力の蓄積が長時間にわたって進むため、究極的にはコーティングの崩壊につながる可能性が否定できず、このような観点に立った材料保証もまた重要な課題である。

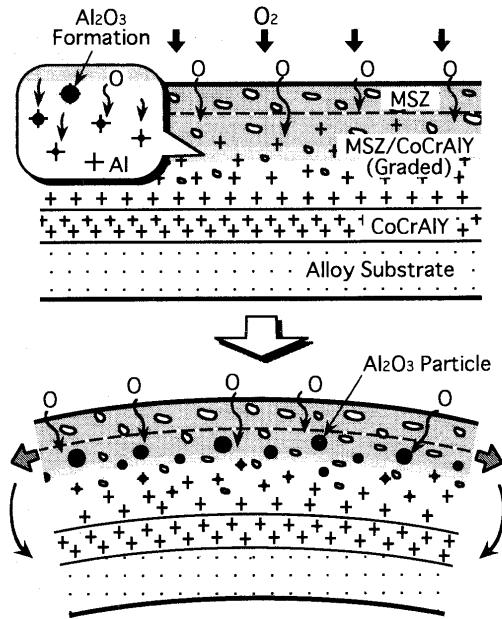


図 31 傾斜組成 TBC システムにおける異常変形機構

& Tech., 2 (1986), p. 214

- (59) T. E. Strangman, E. J. Felten and N. E. Ulion: Ceramic Bulletin, 56 (1977), p. 700
- (60) R. H. Barkalow and F. S. Pettit: Corrosion/Erosion of Coal Conversion System Materials, ed. by A. V. Levy, NACE, (1979), p. 139
- (61) N. Czech, W. Esser and F. Schmitz: Mater. Sci. & Tech., 2 (1986), p. 244
- (62) R. Bauer, K. Schneider and H. W. Grünling: High Temperature Tech., 3 (1985), p. 59
- (63) R. Bürgel: Mater. Sci. & Tech., 2 (1986), p. 302
- (64) 中森正治: 腐食防食協会第 20 回コロージョン・セミナー「高温腐食 II」, (1993), p. 57
- (65) T. Link, A. Rahmel and M. Schütze: Mater. at High Temperatures, 13 (1995), p. 55
- (66) L. Peichl and G. Johner: J. Vac. Sci. Tech., A, 4 (1986), p. 2583
- (67) R. F. Decker and C. T. Sims: Superalloys, ed. by C. T. Sims et al., J. Wiley & Sons., (1972), p. 33
- (68) E. Lang and L. Tottle: European Concerted Action COST 50/II, Project CCR-1, Interim Report, (1981)
- (69) W. S. Walston, J. C. Schaeffer and W. H. Murphy: Superalloys 1996, ed. by R. D. Kissinger et al., TMS, (1996), p. 9
- (70) H. L. Bernstein, T. S. Grant, R. C. McClung and J. M. Allen: Thermo-mechanical Fatigue Behavior of Materials, ASTM STP 1186, (1993), p. 212
- (71) 吉葉正行: 腐食防食協会第 20 回コロージョン・セミナー「高温腐食 II」, (1993), p. 73
- (72) 曾根 浩: 東京都立大学修士論文, (1997)
- (73) 吉葉正行, 和田国彦, 原田良夫: 日本金属学会誌, 62(1998), p. 333
- (74) 横井信安, 春山義夫, 中村友勝, 西野精一, 塩沢和章: 日本機械学会講演論文集, No. 977-01, (1997), p. 97

参考文献

- (57) A. R. Nicoll: Coating for High Temperature Applications, ed. by E. Lang, Appl. Sci. Publ., (1983), p. 269
- (58) A. R. Nicoll, H. Gruner, G. Wuest and S. Keller: Mater. Sci.

ターボ機械設計への非線形最適化手法の適用

—第1報 多段軸流圧縮機の通路部設計—

Application of Nonlinear Numerical Optimization to Design of Turbomachinery Part 1: Multi-Stage Axial-Flow Compressor Through-Flow Design

小林 正*¹, 新関 良樹*¹
KOBAYASHI Tadashi NIIZEKI Yoshiki
奥野 研一*¹, 佐々木 隆*¹
OKUNO Kenichi SASAKI Takashi

キーワード: ターボ機械, 最適化, 軸流圧縮機, 通路部設計, 流線曲率法
Turbomachinery, Optimization, Axial-flow Compressor, Through-flow Design,
Streamline Curvature Method

Abstract

A new design technique for the multi-stage axial-flow compressor is presented, in which a non-linear numerical optimization algorithm is combined with a pitch-line or a quasi-three dimensional streamline curvature through-flow program. The new design system can obtain the axial-flow compressor configuration which maximizes its efficiency with the given inlet mass flow and the pressure ratio under the constraints such as a stall parameter. The simultaneous optimization for all the stages is possible in the pitch-line based program. This result is followed by the optimization of the design-parameter radial distribution in each stage by the quasi-three dimensional program.

1. まえがき

エネルギー資源の節約及び炭酸ガス排出量の低減等の社会的要請に対応するため、各所でターボ機械の高効率化が進められている。性能の良いターボ機械を開発するには、設計法と解析法の両者が必要である。最近の計算機の進歩により解析法の精度は著しく向上してきているが、解析法だけで性能の良いターボ機械の幾何学的形状を直接求めることはできない。従って、ターボ機械の開発を更に加速するには、設計法の充実が不可欠である。

一般に、ターボ機械の設計を行う際の目的関数、即ち内部効率や流体特性は多数の独立した設計変数の非線形関数として表される。従来は技術者の勘と経験を頼りに、これら目的関数の最適化を行っていたが、この方法では時間がかかるばかりでなく必ずしも最適値が得られるとは限らない。

近年、制御や構造設計の分野で、非線形最適化手法を用いることにより最適解を求めている例が多い。ターボ機械の設計でも非線形最適化手法を適用した例が既に報告されているが^{(1),(2)}、これらの例では多段落から成るターボ機械の最適化は扱っていない。

本報では、多段軸流圧縮機の通路部設計法へ非線形最適化手法を適用し、翼列の失速判定パラメータに制限を設け、その制限下で単段落または多段落の効率が最大となる設計変数の組み合わせを、比較的少ない反復計算回数で求める方法について報告する。

記号

A: 音速	AR: 環状面積
C: 絶対速度	CL: 翼先端間隙
G: 失速判定パラメータ	H: 静エンタルピ
L: 翼弦長	M _c : マッハ数 (絶対系)
M _w : マッハ数 (相対系)	P: 静圧
Q: 流量	R: ガス定数
Re: レイノルズ数	S: 静エントロピ
T: 静温	U: 周速
W: 相対速度	X: 設計変数
XL: 翼列間隔	Y: 目的関数
c _p : 定圧比熱	i: 入射角
r: 半径座標	t: 翼厚
m: 流線方向座標	α: 流れ角 (絶対系)
β: 流れ角 (相対系)	γ: くいちがい角
ξ: 全圧損失係数	η: 段落効率 (断熱)
θ: そり角	κ: 比熱比
ξ: 流線の傾斜角	π: 段落圧力比
ρ: 密度	σ: ソリディティ

原稿受付 1997年9月22日

*1 (株)東芝 重電技術研究所

〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4

ϕ : 流量係数 (C_x/U) ω : 回転角速度
 添え字
 0: 状態量 (トータル) 1: 段落入口
 2: 動翼出口 3: 段落出口
 R: 動翼 S: 静翼
 c: ケーシング h: ハブ
 r: 状態量 (相対) t: 周方向成分
 m: 子午面成分 x: 軸方向成分

表1 設計変数

流体変数	$\pi, \alpha_1, \alpha_3, \phi_1, \phi_2, \phi_3, i_R, i_s$
幾何学的変数	$r_1, r_2, r_3, XL_R, XL_S, L_R, L_S, t_R, t_S, \sigma_R, \sigma_S, CL_R, CL_S$

表2 設計出力変数

流体の特異性	$\eta, \beta_1, \beta_2, \alpha_2, \zeta_R, \zeta_s$ 状態量 ($P_{0t}, P_t, T_{0t}, T_t, H_{0t}, H_t, \dots$)
幾何学的形状	$AR_1, AR_2, AR_3, r_{1h}, r_{1c}, r_{2h}, r_{2c}, r_{3h}, r_{3c}, \gamma_R, \gamma_S, \theta_R, \theta_S$

表3 翼列性能計算法

プロフィール損失、入射角損失	NASA SP36の方法 ⁽³⁾
漏洩損失、二次流れ損失	Lakshminarayanaの方法 ⁽⁴⁾
衝撃波損失	垂直衝撃波損失の式または実験データ ⁽⁵⁾⁽⁶⁾
翼列流出角	NASA SP36の方法 ⁽³⁾ およびCarterの方法 ⁽⁷⁾

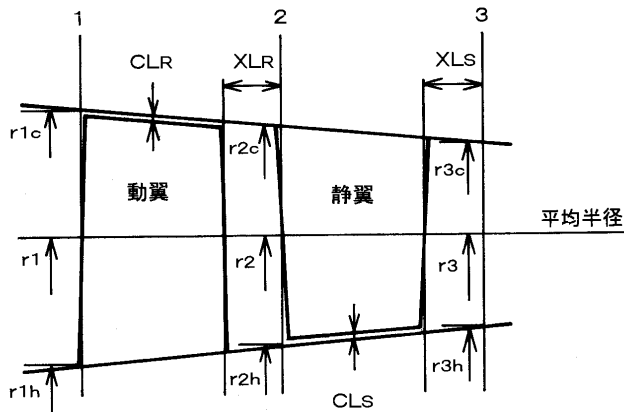


図1 記号の定義

2. 圧縮機通路部の設計法

2.1 設計変数

本報では、多段軸流圧縮機通路部の一次元設計法と準三次元設計法について扱うこととする。

圧縮機の吸い込み流量、全体圧力比、回転数（回転角速度）及び作動流体の入口状態量は設計仕様として与えられる。段落設計を行う際の独立変数として、本報では表1に示す諸量を選定した。一次元設計法では平均半径における値を、準三次元設計法では通路部高さ方向の分布を意味している。

上記設計変数に具体的な値を与えて段落を設計すると、表2に示す諸量が決定される。

2.2 翼列性能計算法

段落設計を行う際に、翼列性能を推定する必要がある。NACA 65翼や二重円弧翼(DCA)等の圧縮機翼型に対しては系統的な実験がなされている。本報では表3に示すように、これら実験データに基づく経験式を翼列性能計算法として用いた。

これらの翼列性能計算法を多段軸流圧縮機の通路部解析法に組み込み、予測精度の検証を行った。図2に、試験を行った回転数 10200 rpm、段落数 16、流量 36 kg/s、圧力比 12 の圧縮機を示す。図3に試験結果と計算結果の比較を示す。更にこれとは別に、サイズの異なる3種類の圧縮機についても検討を行った。各圧縮機的设计仕様を表4に、試験結果と計算結果の比較を図4に示す。図4の横軸は、圧縮機入口の通路部高さと軸流速度で定義したレイノルズ数 Re である。図3、図4の結果より、本報に用いる翼列性能計算法で、圧縮機の効率が1~2%程

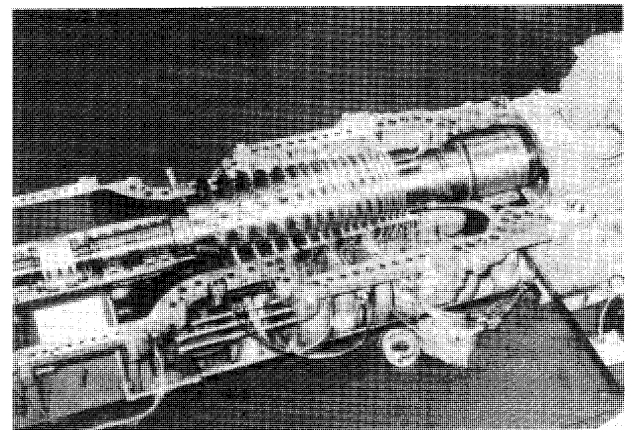


図2 試験用圧縮機

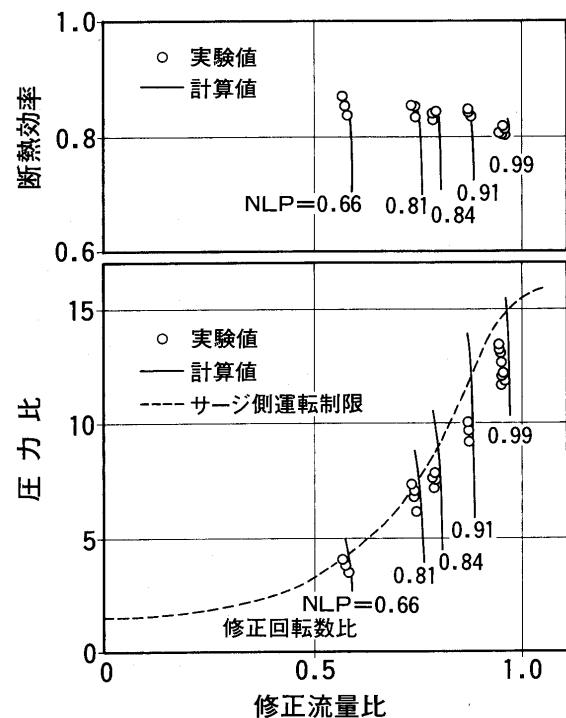


図3 試験結果との比較(圧縮機特性)

表4 圧縮機の仕様

圧縮機	回転数 (rpm)	段落数	流量 (kg/s)	圧力比
A	10, 200	17	5.1	16.0
B	5, 100	15	13.8	11.0
C	3, 000	17	3.96	11.8

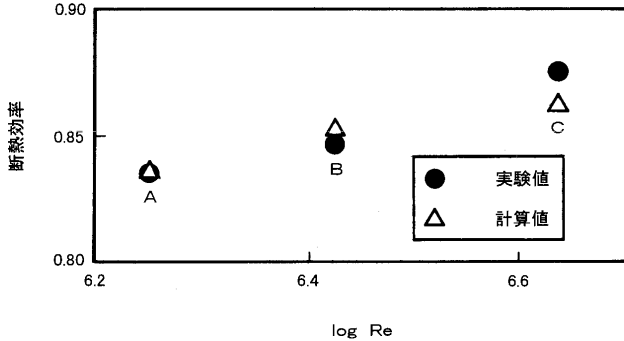


図4 試験結果との比較(効率)

度の精度で予測できることが分かる。

2.3 翼列失速判定パラメータ

圧縮機の段落設計においては、翼列の失速マージンを十分確保することが重要である。翼列の失速判定パラメータとして種々の経験式が提案されているが、本報では Koch のパラメータ⁽⁸⁾と、Liebline の拡散係数⁽⁹⁾を採用した。これらのパラメータがある限界値を越えたら翼列が失速するものと判定する。

2.4 段落設計手順

段落の設計手順を図5に示す。計算面は段落入口、動

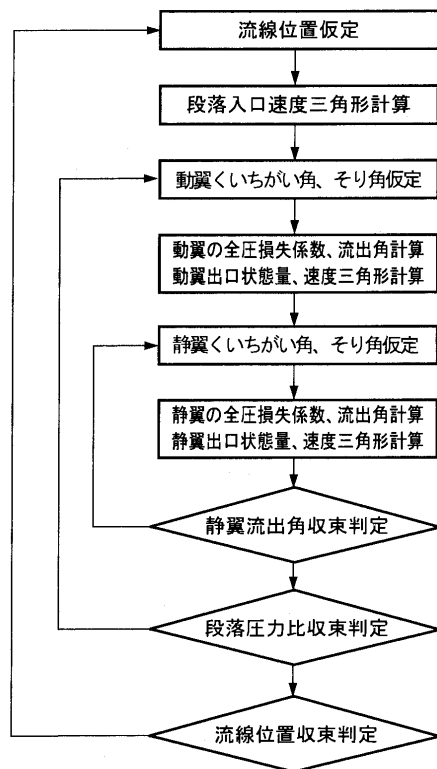


図5 段落設計手順(準三次元設計法)

翼出口、段落出口の3か所である。

段落入口の速度三角形と状態量を求める手順を、一次元計算法を例にとり、以下に示す。記号の定義を図6に示す。回転角速度 ω は設計仕様として与えられる。平均半径 r_1 、流れ角 α_1 、流量係数 ϕ_1 を設計変数として与える。全圧 P_{01} 、全温 T_{01} 、全エンタルピ H_{01} は入口条件または前段の計算結果として与えられる。

$$\begin{aligned}
 U_1 &= \omega r_1 \\
 C_{x1} &= U_1 \phi_1 \\
 C_{t1} &= C_{x1} \tan(\alpha_1) \\
 C_1 &= \sqrt{C_{x1}^2 + C_{t1}^2} \\
 W_{t1} &= U_1 - C_{t1} \\
 W_1 &= \sqrt{C_{x1}^2 + W_{t1}^2} \\
 \beta_1 &= \tan^{-1}(W_{t1}/C_{x1}) \\
 H_1 &= H_{01} - C_1^2/2 \\
 T_1 &= f(H_1) \\
 c_{p1} &= f(T_1) \\
 \kappa_1 &= 1/(1 - R/c_{p1}) \\
 A_1 &= \sqrt{\kappa_1 R T_1} \\
 M_{C1} &= C_1/A_1 \\
 M_{W1} &= W_1/A_1 \\
 P_1 &= P_{01} / \{1 + (\kappa_1 - 1) M_{C1}^2/2\}^{\kappa_1/(\kappa_1 - 1)} \\
 \rho_1 &= P_1/(R T_1) \\
 P_{01r} &= P_1 \{1 + (\kappa_1 - 1) M_{W1}^2/2\}^{\kappa_1/(\kappa_1 - 1)} \\
 H_{01r} &= H_1 + W_1^2/2 \\
 T_{01r} &= f(H_{01r}) \\
 AR_1 &= Q/(\rho_1 C_{x1})
 \end{aligned}$$

ここに $T=f(H)$ は、ガスチャートを用いて H より T を求めることを意味する。

動翼出口の速度三角形と状態量を求める手順を以下に示す。設計変数として平均半径 r_2 、流量係数 ϕ_2 、動翼の

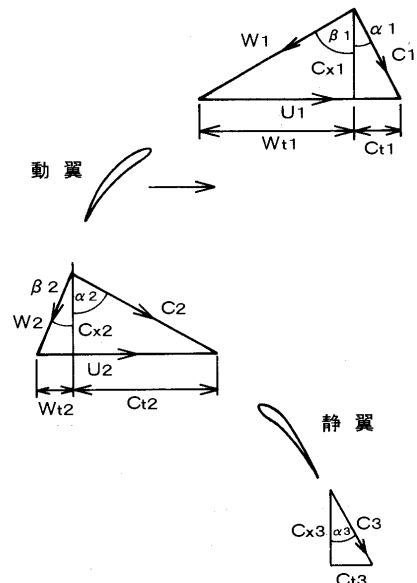


図6 速度三角形

ソリディティ σ_R , 翼弦長 L_R , 翼厚 t_R , 翼先端間隙 CL_R , 翼列間隔 XL_R を与える。動翼のくいちがい角 γ_R とそり角 θ_R を仮定し, 全圧損失係数 ζ_R と流出角 β_2 を前節に述べた方法で求める。

$$\begin{aligned} U_2 &= \omega r_2 \\ C_{x2} &= U_2 \phi_2 \\ W_{t2} &= C_{x2} \tan(\beta_2) \\ W_2 &= \sqrt{C_{x2}^2 + W_{t2}^2} \\ C_{t2} &= U_2 - W_{t2} \\ C_2 &= \sqrt{C_{x2}^2 + C_{t2}^2} \\ \alpha_2 &= \tan^{-1}(C_{t2}/C_{x2}) \\ H_{02} &= H_{01} + U_2 C_{t2} - U_1 C_{t1} && ; \text{オイラーの式} \\ T_{02} &= f(H_{02}) \\ H_2 &= H_{02} - C_2^2/2 \\ T_2 &= f(H_2) \\ c_{p2} &= f(T_2) \\ \kappa_2 &= 1/(1 - R/c_{p2}) \\ H_{02r} &= H_{01r} + (U_2^2 - U_1^2)/2 && ; \text{ロータルピ一定} \\ T_{02r} &= f(H_{02r}) \\ P_{02r} &= P_{01r} (T_{02r}/T_{01r})^{\kappa_2/(\kappa_2-1)} - \zeta_R (P_{01r} - P_1) \\ P_{02} &= P_{02r} (T_{02}/T_{02r})^{\kappa_2/(\kappa_2-1)} \\ A_2 &= \sqrt{\kappa_2 R T_2} \\ M_{C2} &= C_2/A_2 \\ P_2 &= P_{02}/\{1 + (\kappa_2 - 1) M_{C2}^2/2\}^{\kappa_2/(\kappa_2-1)} \\ \rho_2 &= P_2/(RT_2) \\ AR_2 &= Q/(\rho_2 C_{x2}) \end{aligned}$$

段落出口の速度三角形と状態量を求める手順を以下に示す。設計変数として平均半径 r_3 , 流量係数 ϕ_3 , 静翼のソリディティ σ_s , 翼弦長 L_s , 翼厚 t_s , 翼先端間隙 CL_s , 翼列間隔 XL_s を与える。静翼のくいちがい角 γ_s とそり角 θ_s を仮定し, 全圧損失係数 ζ_s と流出角 α_3 を前節に述べた方法で求める。求めた流れ角 α_3 が設計変数として指定した値と異なる場合は, 静翼のくいちがい角 γ_s とそり角 θ_s を変更し, 収束するまで計算を繰り返す。

$$\begin{aligned} U_3 &= \omega r_3 \\ C_{x3} &= U_3 \phi_3 \\ C_{t3} &= C_{x3} \tan(\alpha_3) \\ C_3 &= \sqrt{C_{x3}^2 + C_{t3}^2} \\ H_{03} &= H_{02} && ; \text{全エンタルピ一定} \\ T_{03} &= T_{02} \\ H_3 &= H_{03} - C_3^2/2 \\ T_3 &= f(H_3) \\ c_{p3} &= f(T_3) \\ \kappa_3 &= 1/(1 - R/c_{p3}) \\ P_{03} &= P_{02} - \zeta_s (P_{02} - P_2) \\ A_3 &= \sqrt{\kappa_3 R T_3} \\ M_{C3} &= C_3/A_3 \\ P_3 &= P_{03}/\{1 + (\kappa_3 - 1) M_{C3}^2/2\}^{\kappa_3/(\kappa_3-1)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \rho_3 &= P_3/(RT_3) \\ AR_3 &= Q/(\rho_3 C_{x3}) \end{aligned}$$

計算で求めた段落圧力比 $\pi = P_{03}/P_{01}$ が設計変数として指定した値と異なる場合は, 動翼のくいちがい角 γ_R とそり角 θ_R を変更し, 収束するまで計算を繰り返す。

流線曲率法を用いた準三次元計算法では通路部を複数の流線に分割して計算を行う。各流線毎に, 一次元計算法と同様, 動翼の前後でロータルピ一定とオイラーの式が, 静翼の前後で全エンタルピ一定の関係が成立するものと仮定する。準三次元計算法では半径方向の速度分布を半径平衡式と連続の式を満たすよう求める必要がある。本報では以下に示す半径平衡式を用いた。

$$\partial C_{mi}^2 / \partial r = A C_{mi}^2 + B \quad (1)$$

ここに

$$\begin{aligned} A &= 2 \cos^2 \alpha_i \{ \cos \xi_i / r_{ci} + \sin \xi_i \cdot dC_{mi} / (C_{mi} dm) \\ &\quad - \tan \alpha_i \cdot \partial (r \tan \alpha_i) / (r \partial r) \} \\ B &= 2 \cos^2 \alpha_i (\partial H_{0i} / \partial r - T_i \partial S_i / \partial r) \\ r_{ci} &: \text{流線の曲率半径, } i = 1, 2, 3 \end{aligned}$$

最初にハブ半径とケーシング半径および各流線位置を仮定し, 流線の傾斜角 ξ_i と曲率半径 r_{ci} を求めておく。設計変数として与えた中央流線位置 (平均半径位置) での流量係数 ϕ_i と中央流線半径 r_i より, 中央流線上の軸流速度成分 C_{xi} と子午面速度成分 C_{mi} を求める。

$$\begin{aligned} U_i &= \omega r_i \\ C_{xi} &= U_i \phi_i \\ C_{mi} &= C_{xi} / \cos(\xi) \end{aligned}$$

中央流線上の子午面速度成分 C_{mi} を初期値として, (1) 式を半径方向内側および外側に積分し, 子午面速度成分 C_{mi} と軸流速度成分 C_{xi} の半径方向分布を求め, 次式で流量を計算する。

$$Q = 2\pi \int_{r_{ih}}^{r_{ic}} \rho_i C_{xi} r dr \quad (2)$$

(2) 式で求めた流量が指定した値と異なる場合は, ハブ半径及びケーシング半径及び各流線位置を変更する。流線位置を変更すると流線の傾斜角と曲率半径が変わるため, これらが収束するまで計算を繰り返す。

図5の手順を段落毎に繰り返せば, 多段落の設計を行うことができる。

3. 非線形最適化手法の適用

3.1 各設計変数が目的関数に及ぼす影響

前節に述べたように圧縮機段落の独立設計変数は非常に数が多く, 一次元設計法の場合でも21個にも及ぶ。そこで, 非線形最適化手法の適用に先立ち, 各設計変数が段落効率や翼列の失速判定パラメータ等の目的関数に及

ぼす影響を調べた。

図7は、他の設計変数を一定値に保ち、動翼の翼厚を変化させた場合の例を示す。翼厚が減少するにつれて段落効率は単調に増加する。このような設計変数については、設計変数が取り得る範囲の端点が最適値となるため、反復計算を行う必要はない。しかし、図8に示す段落の圧力比を変化させた場合の例のように、与えた設計変数の中間で段落効率が最大となるような設計変数については、反復計算を行わないと最適値を求めることができない。

3.2 目的関数

段落設計を行う際の主要な目的は、最高の段落効率を得ることにある。しかし、機械としての運転特性も考慮した場合は、単に効率のみでなく、各段落で十分な失速マージンを確保しておく必要がある。

そこで本報では、段落の断熱効率(トータル/トータル)を η 、動静翼の失速判定パラメータを G_k (k はパラメータの総数)で表すとき、次式で目的関数(ペナルティ関数)を定義した。そして、この目的関数を最小化する設計変数の組み合わせを非線形最適化手法で求めることとした。

$$Y(X) = \{1 - \eta(X)\} + \sum_k W_k \{G_k(X) - D_k\}^m \quad (3)$$

ここに $X = (X_1, X_2, \dots, X_n)$: 設計変数

D_k : G_k の上限, m : 指数

$W_k = 0$; $G_k \leq D_k$, $W_k > 0$; $G_k > D_k$

なお、指数 m を2としたとき、(3)式はBox⁽¹⁰⁾により提案された目的関数の形となる。

3.3 目的関数の最小化手順

設計変数を大別すると、段落の圧力比、動静翼のソリディティ、入射角のように当該段落の特性にしか影響を及ぼさない変数と、流れ角、流量係数のように他の段落特性にも影響を与える変数とに分類できる。

当該段落にしか影響を及ぼさない設計変数については、コーディングが容易かつ確実なHooke-Jeeves法⁽¹¹⁾で設計変数の探索を行った。この方法(①と称す)は以下のように要約される。

- I. 各々の設計変数 X_j について $\pm \Delta X_j$ 変化させ、目的関数 Y が減少する方向を求める。
- II. 目的関数 Y が減少する方向に全ての設計変数 X_j を一括して ΔX_j 変化させ、目的関数 Y が減少する限りこの手順を繰り返す。目的関数が前回の値より増加したら、 ΔX_j の幅を減少してからI.へ戻る。
- III. 目的関数の変化率および ΔX_j が許容値以下となったら計算を終了する。

この方法は1次差分による探索であるため(3)式の指数 m は1とした。

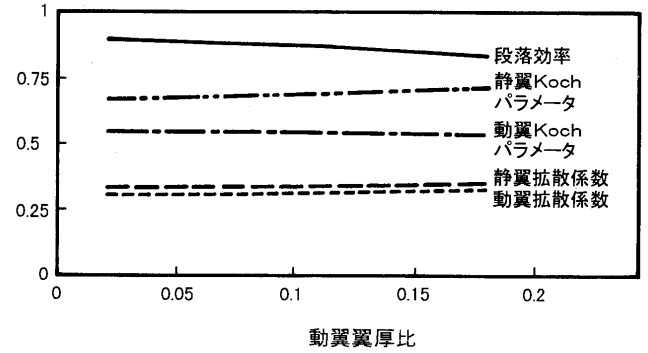


図7 動翼翼厚の影響

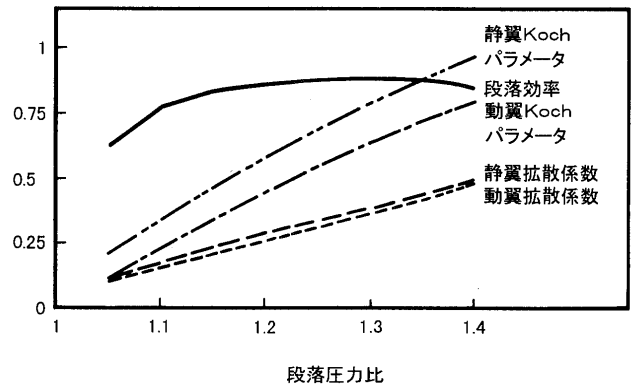


図8 段落圧力比の影響

従来法^{(1),(2)}はDavidon-Fletcher-Powell法(1次差分)で設計変数の探索を行っている。Davidon-Fletcher-Powell法は目的関数が減少する方向をその都度求め直す必要がある。これに対してHooke-Jeeves法は、一旦目的関数が減少する方向を見つけたら、目的関数が増加するまで全ての設計変数を一括して更新するため、特に設計変数の数が多い場合には、全体の計算回数を低減するのに有益な方法であると考えられる。

他の段落特性にも影響を与える設計変数については、以下のような探索法(②と称す)を用いた。図9に示すように、上流段落の目的関数 Y_{j-1} の変化から予測される設計変数を X_{j+}^{NEW} 、下流段落の目的関数 Y_j の変化から予測される設計変数を X_{j-}^{NEW} とするとき、次ステップの設計変数 X_j^{NEW} は次式で更新した。

$$X_j^{NEW} = (1 - D) X_j^{OLD} + D (X_{j+}^{NEW} + X_{j-}^{NEW}) / 2 \quad (4)$$

ここに D : ダンピング係数

$X_{j\pm}^{NEW}$ の予測には、次式に示すように、Newton-

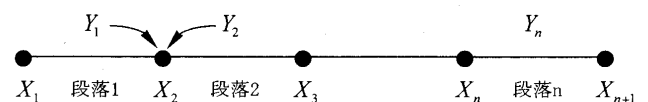


図9 他の段落特性に影響を及ぼさず設計変数

Raphson 法 (2 次差分) を用い, (3) 式の指数 m は 2 とした。

$$X_{j+}^{NEW} = X_j^{OLD} - Y_{j-1}^{(1)} / Y_{j-1}^{(2)} \quad (5)$$

$$X_{j-}^{NEW} = X_j^{OLD} - Y_j^{(1)} / Y_j^{(2)} \quad (6)$$

ここに

$$Y_j^{(1)} = \{ Y_j(X_j^{OLD} + \Delta X) - Y_j(X_j^{OLD} - \Delta X) \} / (2\Delta X)$$

$$Y_j^{(2)} = \{ Y_j(X_j^{OLD} + \Delta X) - 2Y_j(X_j^{OLD}) + Y_j(X_j^{OLD} - \Delta X) \} / \Delta X^2$$

上記 1 階または 2 階の微係数を求めるために, X_j^{OLD} , $X_j^{OLD} \pm \Delta X$ の 3 点で計算を行う必要がある。各々の設計変数について個別にこれを行うと, n 段落を対象とする場合, $3(n+1)$ 回の計算が必要となる。本報では計算回数をより少なくするために, $(X_1^{OLD} - \Delta X, X_2^{OLD} - \Delta X, \dots, X_{n+1}^{OLD} - \Delta X)$, $(X_1^{OLD}, X_2^{OLD}, \dots, X_{n+1}^{OLD})$ と $(X_1^{OLD} + \Delta X, X_2^{OLD} + \Delta X, \dots, X_{n+1}^{OLD} + \Delta X)$ の 3 群の設計変数について計算を行うこととした。これにより, 3 回の計算で各々の設計変数を更新することができる。なお, このような群探索を用いなくて, 従来の Davidon-Fletcher-Powell 法 (1 次差分) を用いれば, 各々の設計変数を更新するのに $2(n+1)$ 回の計算が必要となる。

4. 最適化計算例

4.1 一次元設計法による計算例

以下に示す計算例では, 動静翼の拡散係数を $G_1, G_2,$

Koch のパラメータを G_3, G_4 で表すとき, 以下のように制限を与えた。

$$G_1, G_2 \leq 0.4$$

$$G_3, G_4 \leq 0.8$$

段落の圧力比 $\pi(X_1)$ を設計変数として選び, 前節④の方法で探索を行った例を図 10 に示す。計算回数 6 回目までは, 設計変数 X_1 の増加につれて目的関数 Y が単調に減少している。7 回目で G_1, G_2 が制限を超えるため, (3) 式の右辺第 1 項 $(1-\eta)$ は減少しているが (図中に破線で示す), 右辺第 2 項が加わるため, 目的関数 Y が増加している。8 回目で X_1 を前の値に戻し ΔX を減少させ, それ以降の探索を進めている。この計算例より, 本報に述べた方法で, 動静翼の失速判定パラメータに制限を設け, その制限下で最小となる目的関数が求められることが分かる。

動静翼のソリディティ (X_1, X_2) と入射角 (X_3, X_4) を設計変数として選び, 前節④の方法で探索を行った例を図 11 に示す。この場合,

$$0.8 \leq X_1, X_2 \leq 1.2$$

$$-5^\circ \leq X_3, X_4 \leq 5^\circ$$

と設計変数の範囲に制限を設けた。計算回数 6 回目までに各々の設計変数について目的関数 Y が減少する方向を求めている。7 回目以降は全ての設計変数を一括して変化させている。10 回目に設計変数 X_1, X_2 が制限範囲の下限に到達している。14 回目に目的関数 Y が前回の値より増加するため, 15 回目以降で ΔX_j を減少させ, 再度各々の設計変数について目的関数 Y が減少する方向

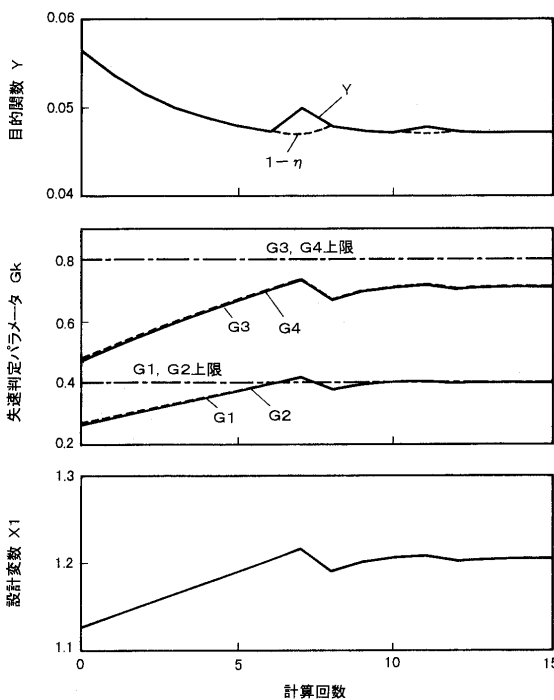


図 10 段落圧力比の最適化例

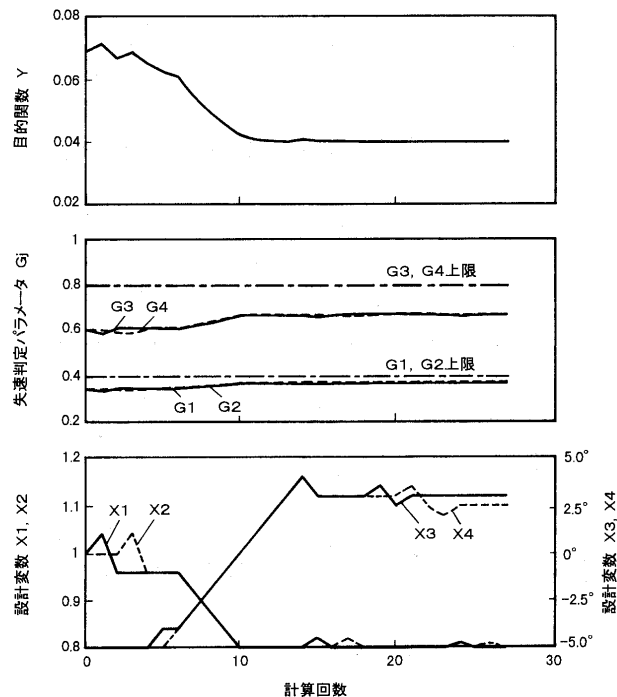


図 11 動静翼ソリディティと入射角の最適化例

を求めている。この計算例より、本報に述べた方法で、設計変数の範囲を制限し、その制限下で最小となる目的関数が求められることが分かる。

次に、5段落の圧縮機について、流れ角 $\alpha_j(X_j)$ を設計変数として選び、前節②の方法で最適な流れ角を探索した例をを図12に示す。図中に示す動静翼の失速判定パラメータ G_1, G_2, G_3, G_4 は3段の値である。探索は10回程度の反復で収束しているが、Newton-Raphson法を用いているため、先に述べたように実際の計算回数はその3倍である。この計算例では、動静翼の失速判定パラメータは全ての計算回数範囲で制限値以下となっている。

最後に、5段落の圧縮機について、流量係数 $\phi_j(X_j)$ を設計変数として選び、前節②の方法で最適な流量係数を探索した例を図13に示す。図中に示す動静翼の失速判定パラメータ G_1, G_2, G_3, G_4 は3段の値である。この計算例より、本報に述べた方法により、計算の初期の段階で動静翼の失速判定パラメータが制限値を超えていても、計算が進行するにつれて制限値以下になるとともに、最小となる目的関数が求められることが分かる。

4.2 準三次元設計法による計算例

一次元設計法で通路部平均半径における各設計変数を最適化した後、これを基にして、準三次元設計法で半径方向分布の最適化を行う。

予備計算を行った結果、段落特性に強い影響を及ぼす設計変数は段落入口及び出口の周方向流れ角分布、即ち段落の渦形式である。

準三次元設計法は計算量が比較的多いため、極力単純なパラメータで流れ角分布を記述できることが望ましい。多項式近似で記述する方法も考えられるが、本報では m をパラメータとし、以下の式で段落入口の流れ角分布 α_1

(r) を表した。

$$\alpha_1(r) = \tan^{-1}(C_t / C_x) \tag{7}$$

ここに $C_t = a - b/r^m$

$$C_x = \sqrt{C_{x1}^2 - 2a^2 \ln(r) - \frac{2(2-m)ab(1-r^m)}{mr^m} + \frac{(1-m)b^2(1-r^{2m})}{mr^{2m}}}$$

$$a = (C_{t2} + C_{t1})/2, \quad b = (C_{t2} - C_{t1})/2$$

ただし、 r は平均半径で無次元化してあり、 C_{x1}, C_{t1}, C_{t2} は平均半径における値 (一次元計算で求めた値) を示す。

パラメータ m を変えた場合の流れ角分布の変化を、図14に示す。参考として、自由渦形式の流れ角分布も同図に示してある。

遷音速圧縮機の初段について、設計変数として m を変

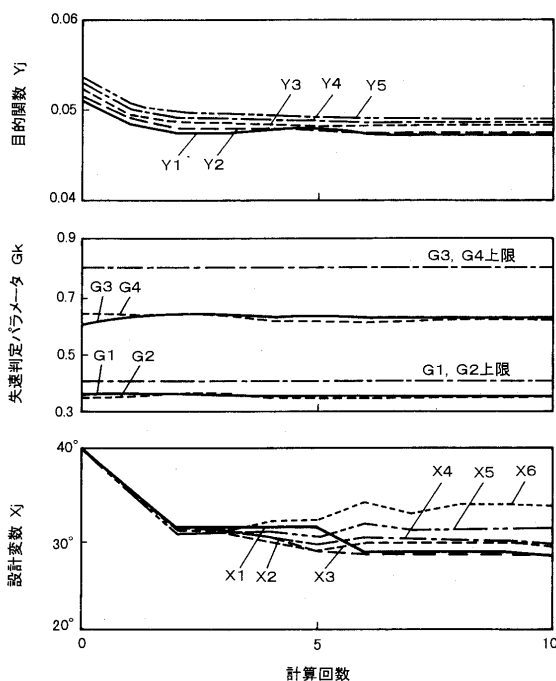


図12 流れ角の最適化例

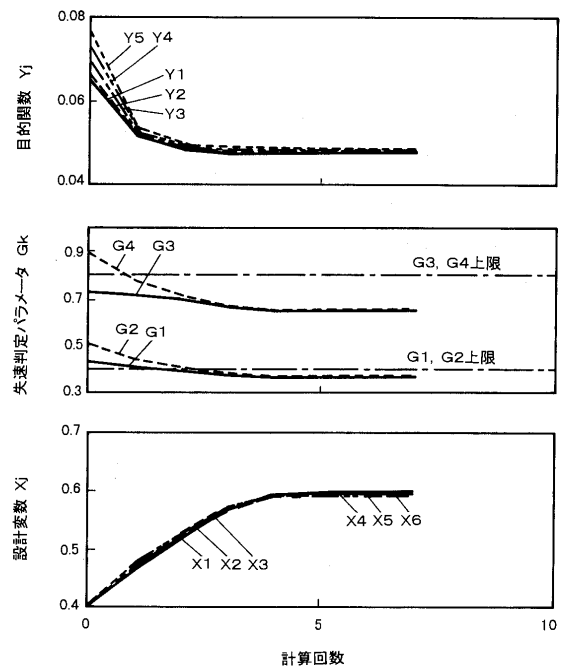


図13 流量係数の最適化例

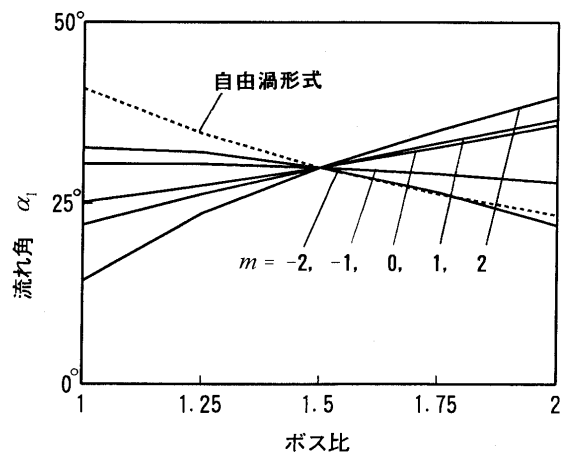


図14 半径方向の流れ角分布

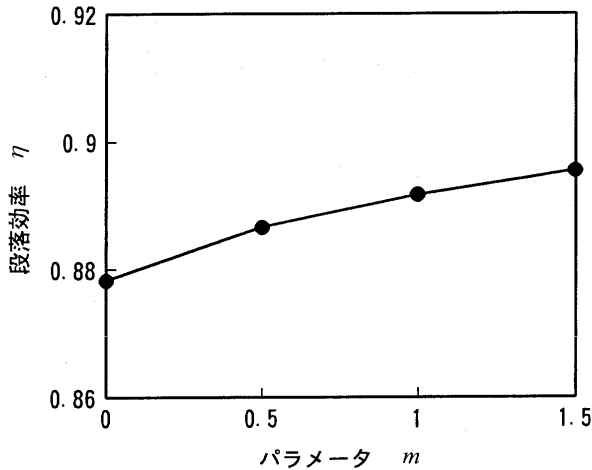


図15 段落効率の変化

化させた場合の段落効率の変化を図15に、動静翼の相対流入マッハ数の変化を図16に示す。 m が増加するにつれて、動翼及び静翼先端の流入マッハ数が減少し、その結果、衝撃波損失が低減するため段落効率が増加する。

5. 結言

多段軸流圧縮機の通路部設計法へ非線形最適化手法を適用し、翼列の失速判定パラメータに制限を設け、その制限下で単段落または多段落の効率が最大となる設計変数の組み合わせを、比較的少い反復計算回数で求める方法について提案した。

本手法を用いることにより、多段軸流圧縮機通路部の基本設計を行う段階で、最適化のための広範なパラメータサーベイを短時間で行うことができる。また、本手法で求められた各段落の速度三角形等を、翼型の詳細設計を行う際の設計条件として使用することができる。

従って、本手法は実用上有益な方法であると考えられる。

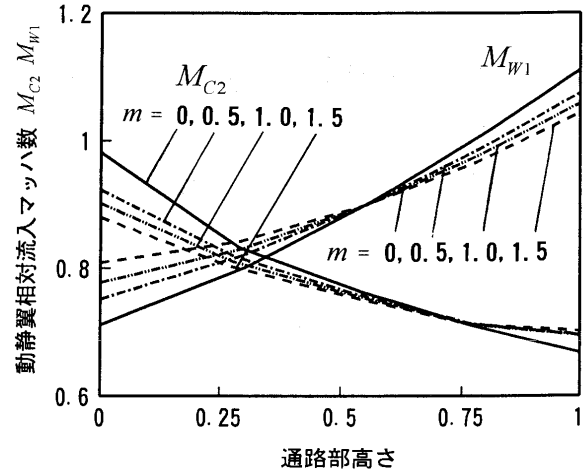


図16 流入マッハ数の変化

参考文献

- (1) Rao, S. S., Gupta, R. S., Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol. 102 (1980), p. 782
- (2) Massardo, A., Satta, A., ASME. Paper, 89-GT-201, 89-GT-202, (1989)
- (3) NASA SP-36, (1965)
- (4) Lakshminarayana, B., Trans. ASME. J. of. Basic. Eng., Vol. 92-3 (1970), p. 467
- (5) 近藤 博, 蓑田光弘, 山崎紀雄, 古川 昇, 航空宇宙技術研究所報告, TR152 (1967).
- (6) Steinert, W., Fuchs, R., Starken, H., ASME. Paper, 91-GT-274 (1991)
- (7) Carter, A. D. S., Gas Turbine Principle and Practice, (1955), George Newnes Limited
- (8) Koch, C. C., Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol. 103 (1981), p. 645
- (9) Lieblein, S., Roudebush, W. H., NACA TN3771 (1956)
- (10) Box, M. M., The Computer Journal, Vol. 8 (1965), p. 45
- (11) Hooke, R., Jeeves, T. A., J. Assoc. Comput. Mach., Vol. 8 (1961), p. 212

イリジウム金属の気化に及ぼす温度、風速および酸素濃度の影響

Effect of Temperature, Gas Velocity and Oxygen Concentration on Evaporation of Iridium

黒澤 要治*¹, 田丸 卓*¹
KUROSAWA Youji TAMARU Takashi

Abstract

Currently, materials which can be used for engine components and test instruments in high temperature conditions are highly wanted since R & D works of high speed flight vehicles and high efficiency engines with high cycle temperature are in progress. Iridium is one of the promising materials with melting temperature over 2400°C. However, the evaporation rate of the material in oxidizing gases was hardly known quantitatively, especially in combustion gases. Evaporation rate of Iridium metal has been measured here in combustion gas stream varying its temperature, stream velocity and oxygen concentration. Each Iridium ring test piece with about one mm thick in diameter was exposed in a modulated combustion gas with varied oxygen concentration and temperature. The evaporation rate, or mass evaporated per unit surface area, is determined by weighing the test piece before and after the exposure. The dependency on the effective parameters is summarized into an equation, which can be used for estimation of the Iridium evaporation in practical use.

1. まえがき

イリジウム・ロジウム (Ir-Rh) 熱電対は 2000°C 近い高温まで計ることのできる熱電対として知られている⁽¹⁾。しかし従来、実用的な温度計の形状にイリジウム材料を加工することが困難であること、またイリジウムは酸化雰囲気中で気化、蒸発がおきることが知られているため、通常の燃焼器排出ガス温度計測には不向きといわれてきた。最近、イリジウム金属の加工技術が進み、燃焼器出口などでのガス計測において各種計測誤差原因を回避できる実用的な形状に製作し使用した実績が示されている⁽²⁾。

イリジウムの気化に対するこれまでの研究として、Wimber らは酸素中の自然対流条件下の気化について、温度 1948~2533 K, 圧力 134 Pa~134 kPa の条件⁽³⁾ および 0.01 Pa~134 kPa⁽⁴⁾ までの実験を行った。彼らは空気中の強制対流条件下でも、圧力 470 Pa~85 kPa, 風速 30~160 m/s で実験をしている⁽⁴⁾。彼らの実験では長さ 14 mm, 直径 0.5~0.6 mm の試料を水冷電極で保持し、通電加熱している。その結果、Ir の酸化/気化による減損はその表面で IrO₂ (g) および IrO₃ (g) が形成され、それらの融点が 1400 K 付近であるため気化、拡散することが原因であることを明らかにした。

ここでは最近要望されている高温の燃焼排出ガスの計

測条件に対してイリジウム金属がどの程度の気化、減損を生ずるか、特に風速、温度および酸素濃度条件に対してどのような依存性をもつかを実験的に明らかにした。ここにその結果を報告する。

2. 試料

実験に用いた試料は加工上の都合から断面が四角形、または八角形をした針金状である。平均直径 1.052~1.147 mm の 21 本の試料 (うち、10 本は重複使用) を直径 35 mm の輪として試験した。

イリジウムの物性は表 1 に示す。イリジウムは地球上で Os (Osmium) について重い金属である。用いた試料の純度は表 2 に示す。文献 (3, 4) の試料と異なり、W (Tungsten) は検出できる濃度 (ppm のオーダー) ほどは含まれていない。

3. 実験装置と供試条件

供試試験装置 装置系統を図 1 に示す。ターボ圧縮機より供給した空気を電気加熱器で昇温する。その後設けたバーナー部でメタン燃料を燃焼させることにより酸素濃度を低下させる。供給空気流量測定はボルテックス流量計を、燃料については質量流量計を用いた。図 2 に装置主要部の断面を示す。バーナーは図 2 の左に示すように半径方向に差込んだ長短 24 本の直径 6 mm/4 mm の管に、メタン燃料を噴出させる 0.7 mm の穴を断面上でできるだけ均等に 66 個を開けたものである。燃焼ガス採

原稿受付 1997 年 12 月 11 日

* 1 航空宇宙技術研究所

〒 182-0012 調布市深大寺東町 7-44-1

取を兼ねた供試試料担持 L 字形プローブ (以降、単にプローブ) は、初め燃焼ガスの到達しない外部に置き、燃焼ガス条件が設定値に落ち着いた時点でバーナー下流の断熱管部に挿入した。バーナー部およびプローブの位置関係は図 2 のごとくである。プローブ先端の詳細は図 3 に示すように、水冷ガス採取管先端に十文字形のイリジウム板を取り付け、それに試料を担持させる構造とした。耐熱断熱材で覆った採取管外形は 20 mm である。このガス採取管により採取したガスは堀場製ガス分析計

(MEXA-9110 H) を用いて分析した。この分析計の各成分検出方式と検出レベルは表 3 に示す。各分析計の 8 時間後のドリフト、ノイズなどはフルスケールの ±1% 以内である。

装置特性 供試部付近断面での、上下 (Z) および水平方向 (Y) の局所当量比 (ϕ) および酸素濃度 (O_2) の代表的分布を図 4 に示す。酸素濃度は断面上ほぼ均一であるが試料測定試験時にモニターのためガス採取を行っている中心部はやや燃料希薄となっている。この傾向はどの条件でもほぼ同様で、供試試料のある位置と中心部では最大 25% の違いがあった。

表 1 イリジウムの物性値

原子番号	77
原子量	192.22
密度* (290 K)	22420 kg/m ³
融点	2683 K
沸点	4403 K

* 0s に次いで重い金属

表 2 供試試料の純度*

不純物	濃度 [ppm]	
	(試料: MAR6/95 JAN4/95)	
Rh	168	32
Si	105	4
Ru	38	5
Al	23	16
Os	20	ND**
B	20	7
Pt	14	137
Fe	5	23
その他	<5	<5

* Western Platinum Refinery Ltd. からの資料

** Not detectable

4. 実験方法

試験条件を下記の範囲の設定値にし、定常状態となっ

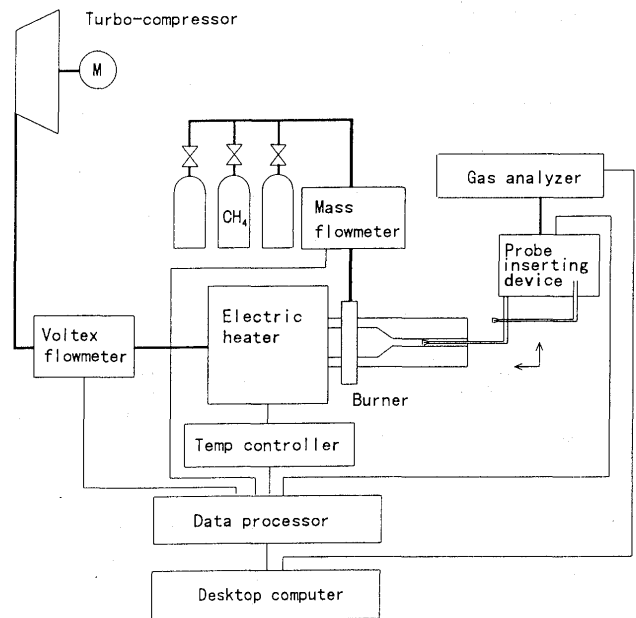


図 1 試験装置系統図

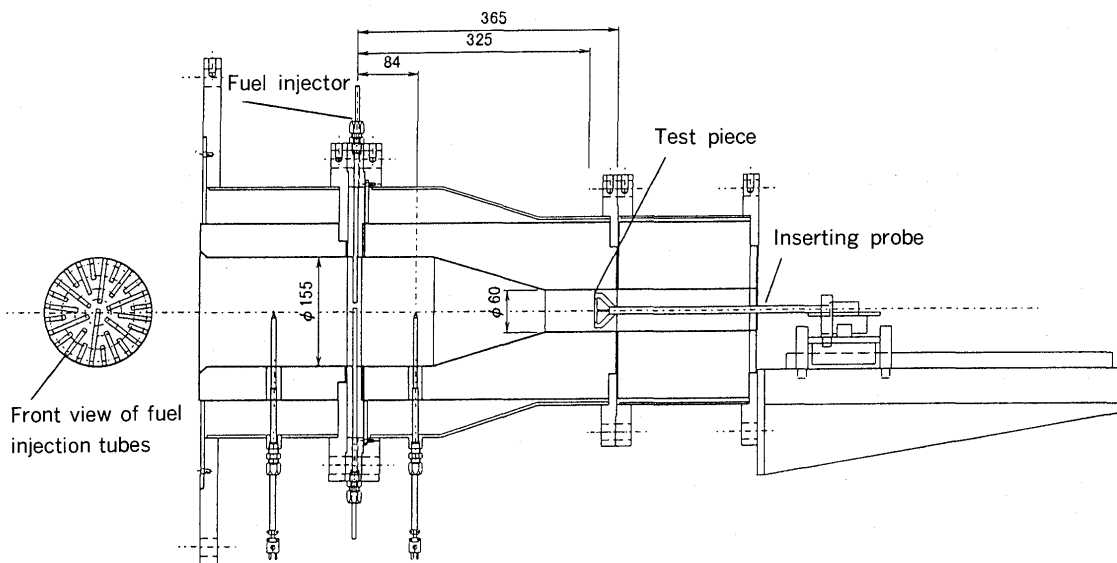


図 2 装置主要部断面

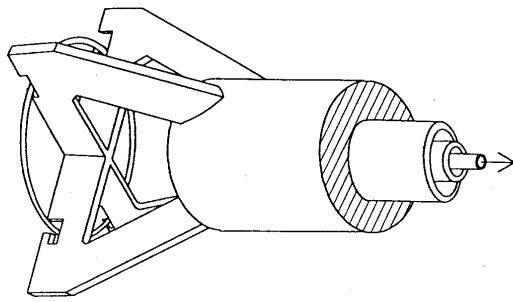


図3 供試試料担持プローブ先端部

表3 ガス分析計構成

対象ガス	方式	検出レベル	レンジ数
CO	NDIR	100ppm~6%	7
CO ₂	NDIR	5%, 10%, 15%	3
THC	CLD	50ppm~2%	9
O ₂	磁気式	5%, 10%, 25%	3
NO _x	CLD	50ppm~1000ppm	5

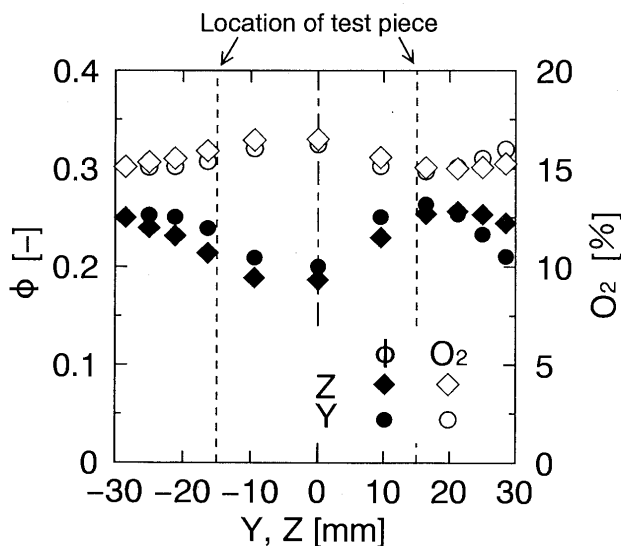


図4 試験部断面での局所ガス濃度分布
(平均当量比 0.22, $T_{in}=1400\text{ K}$, $U_e=112\text{ m/s}$)

た時点で試料を取り付けたプローブを挿入した。ほぼ同一温度、風速および酸素濃度で試料を変えてそれぞれ5分、10分および20分間、試料を燃焼ガスに暴露する試験を行った。

試験条件 実験範囲としたガス温度、酸素濃度および代表風速はつぎの通りであった。

供試温度：1610~1900 K

酸素濃度：10~16%

代表風速：70~145 m/s

酸素濃度は、供給空気に燃料を加えて燃焼させることにより低減を図った。空気温度の電気加熱による昇温は1300 Kを限度とし、それ以上は燃焼により昇温を図った。このため、酸素高濃度での高温条件は設定が困難で

あった。また低温での高風速条件も燃焼状態の安定性を欠くことから困難であった。

データ整理に用いたガス温度は、バーナー直前で計測した空気温度に、それを初期温度とした供試当量比による断熱平衡火炎温度上昇値に燃焼効率をかけた値を加えて求めたものである。

流入空気温度が740 Kで当量比を0.5とした条件のとき、燃焼効率が94%程度に低下したが、その他の条件では99%以上の燃焼効率であった。

酸化量測定 燃焼ガスへの暴露試験の前後に電子天秤 (Mettler Instruments, AE 240) による試料の精密質量測定を行った。この天秤の読みとり限界は0.01 mg, 再現性は0.02 mgであった。

5. 結果とその整理

試験により初め質量 m_0 であった試料が時間 Δt の燃焼ガス暴露によって Δm の減損を生じたとする。減損はイリジウム金属の表面が酸化され、その酸化物が蒸発することによって生ずることから、単位表面積、単位時間あたりの物質移動量は、初期半径を r_0 , 試料長さを L とすると

$$\frac{\Delta m}{2\pi r_0 L \cdot \Delta t} = \frac{\Delta m}{m_0} \cdot \frac{m_0}{2\pi r_0 L \cdot \Delta t} \quad (1)$$

上式右辺の質量変化割合 $\Delta m/m_0$ は平均半径にして元の r_0 から Δr が減少したとし、 $(\Delta r/r_0)^2$ の項は十分微小量なので省略できるため、

$$\frac{\Delta m}{m_0} = \frac{\rho_s \pi \{ r_0^2 - (r_0 - \Delta r)^2 \} L}{\rho_s \pi r_0^2 L} = \frac{2\Delta r}{r_0} \quad (2)$$

となり直径減少割合として表せる。ここで、 ρ_s はイリジウム金属の密度であり、これを式(1)に適用すると、

$$\frac{\Delta m}{2\pi r_0 L \cdot \Delta t} = \rho_s \frac{\Delta r}{\Delta t} \quad [\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})] \quad (3)$$

すなわち半径減少率 $\Delta r/\Delta t$ [m/s] は、単位表面積あたりの体積減少率そのものである。実験で得られた半径減少率を表4に示す。同表で3個ずつのデータが組みとなっているがそれらは燃焼ガスへの暴露時間がそれぞれ5, 10および20分のデータである。燃焼ガス温度 T_g および流速 U_e に対する半径減少率をそれぞれ図5と図6に示す。それらの図中の ∇ は文献(4)による値である。

ここで物質伝達量が小さく、壁面での垂直対流速度や質量濃度が無視できるほど小さい、などを考慮すると熱伝達と物質伝達のアナログが成り立つ。その場合、一般に実験した Re 数範囲の円柱の無次元化熱伝達率 Nu_m は、次式のように Re 数の0.5乗に比例することが知られている。

すなわち、

$$Nu_m = \frac{2h_m \cdot r}{\lambda} = 0.51 Re^{0.5} Pr^{0.37} \quad (4)$$

ここで h_m は熱伝達率、 r と λ はそれぞれ線半径とガスの熱伝導率、 Pr はプラントル数である。従ってこれを

物質伝達に当てはめた場合は、シャーウッド数 Sh により表され、

$$Sh = \frac{2h_a \cdot r}{D} = 0.51 Re^{0.5} Sc^{0.37} \quad (5)$$

ここで、物質伝達率 h_a 、拡散係数 D およびシュミット数 Sc は、

$$h_a = \frac{h_m}{c_p \rho}, \quad D = \frac{\lambda}{c_p \rho}, \quad Sc = \frac{\nu}{D}$$

である。また上式で c_p 、 ρ および ν はそれぞれ表面付近混合気の比熱、密度および動粘性係数である。

表4 実験結果

Rum No.	サンプル No.	m_0 [g]	Δm [g]	$\Delta r/\Delta t$ [nm/s]	T_g [K]	U_e [m/s]	O_2 [%]
1	1	2.32308	0.02198	8.10	1607	72.71	15.9
2	2	2.37015	0.04141	7.83	1606	72.81	16.0
3	3	2.32260	0.09920	9.61	1613	73.53	15.9
4	4	2.32177	0.03583	13.40	1764	72.11	15.8
5	5	2.34003	0.07922	14.16	1769	72.45	15.8
6	6	2.28886	0.14453	14.16	1773	72.83	15.7
7	7	2.32929	0.05618	20.46	1774	143.25	15.8
8	*8	2.50118	0.10073	18.92	1777	144.12	15.8
9	*9	2.54872	0.17012	15.97	1778	145.05	15.8
10	11	2.54191	0.01199	4.63	1705	70.52	14.4
11	2	2.32874	0.02907	5.83	1685	70.39	14.4
12	1	2.30110	0.01492	5.93	1712	71.55	13.9
13	6	2.14433	0.02132	8.62	1695	137.29	14.0
14	5	2.26081	0.04611	9.15	1692	138.85	13.9
15	4	2.28594	0.08999	8.85	1700	141.58	13.6
16	9	2.37860	0.01627	6.33	1887	73.10	9.8
17	8	2.40045	0.03496	6.75	1895	68.15	9.6
18	7	2.27321	0.07727	7.71	1882	71.60	9.8
19	3	2.22207	0.03062	12.28	1895	141.12	9.7
20	*10	2.54486	0.04897	9.21	1897	141.03	9.6
21	*11	2.52992	0.09856	9.26	1893	141.39	9.7

* 断面、四角形
その他 断面、多角形

これよりイリジウムの物質移動の風速への依存性は Re 数の0.5乗に比例すると考えられる。図5のデータを $Re^{0.5}$ で除すと図7のようになる。更に物質伝達に及ぼす酸素濃度の影響はイリジウムの表面での蒸気圧、その蒸気の拡散係数および粘性係数に依存している。これらは周囲のガス温度の関数であると考えられるため供試酸素濃度の分圧 P_{O_2} に対するパラメータ依存性を求めてみると図8のように分圧の2乗の場合に最もまとまった傾向を示す。

結局、イリジウムの温度、風速および酸素濃度に対する依存性は、

$$\frac{\Delta r}{\Delta t} = 3.24 \times 10^{-11} \exp(1.62 T_g/1000) Re^{0.5} P_{O_2}^2 \quad (6)$$

と表されることがわかる。

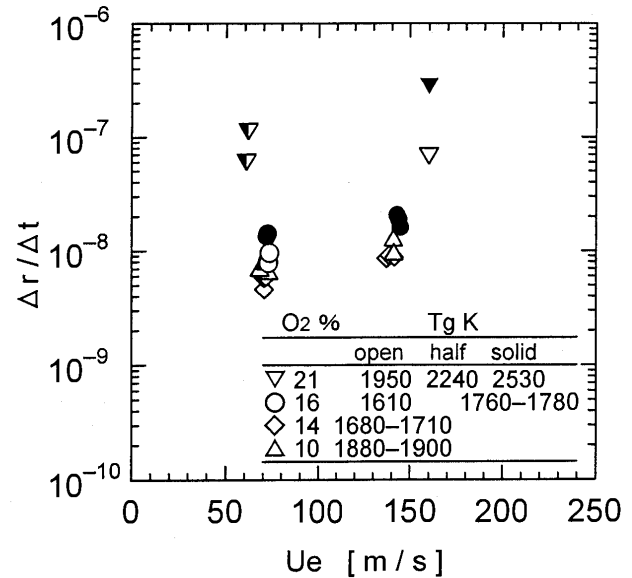


図6 燃焼ガス流速に対する半径減少率

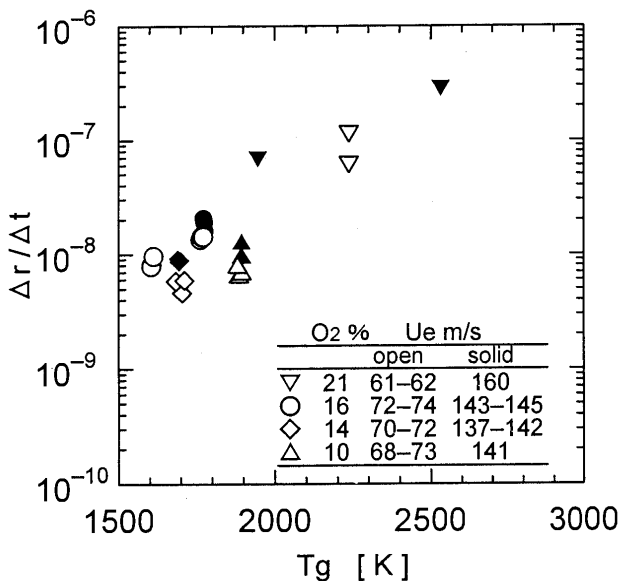


図5 燃焼ガス温度に対する半径減少率

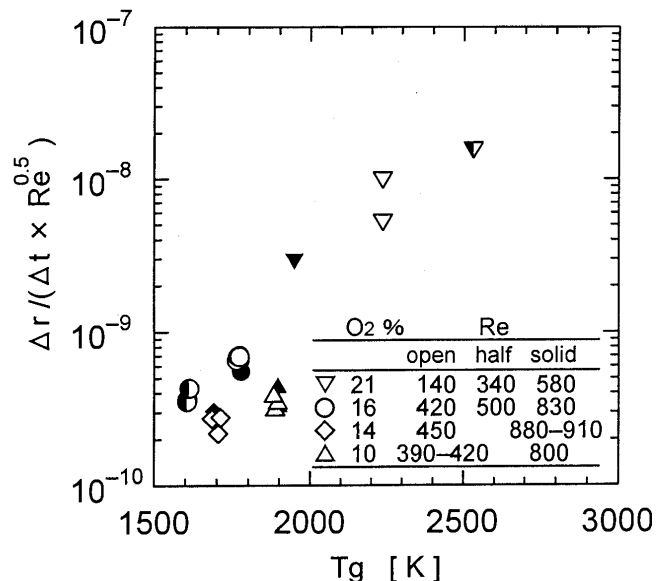


図7 $Re^{0.5}$ で除した半径減少率の温度依存性

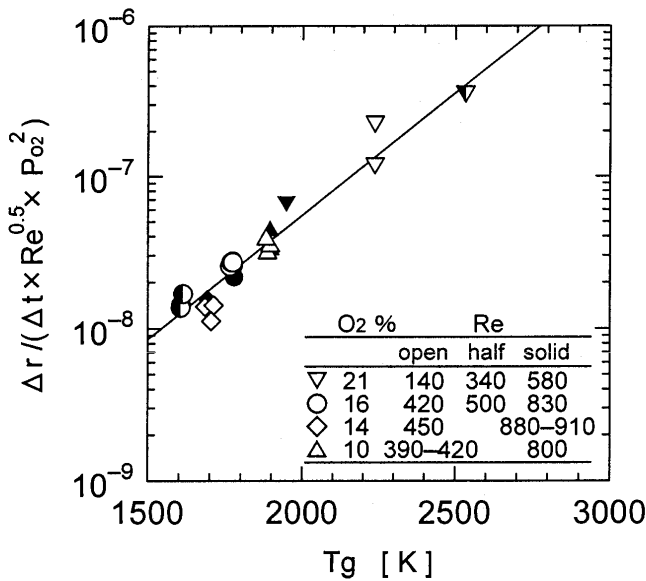


図8 燃焼ガスの流速と酸素分圧で補正した半径減少率の温度依存

この式に従えば、例えば 800 K の入り口空気温度で 300 K のメタン燃料を当量比 0.6 で燃焼させたとき残存酸素濃度は 7.6%、温度 1950 K 程度であるから、風速 110 m/s の速度場で測定しても半径減少率は 7×10^{-9} m/s 程度、すなわち 10 時間の実験で 0.25 mm 程度であることがわかる。

6. まとめ

燃焼ガスの温度、風速および酸素濃度を変えた雰囲気中でイリジウム金属線の減損割合を測定し、これまで知られていなかった燃焼ガス中、強制対流条件下におけるイリジウム金属の気化速度を定量的に求めた。その結果、単位表面積あたりの気化量はガス温度に対数的依存性を示し、 Re 数には 0.5 乗に比例し、酸素分圧には 2 乗に比例することがわかった。ガスタービンなどで経験する高温の燃焼ガスは一般に酸素濃度が低くなるため、イリジウム金属を短時間使用することに対しては比較的蒸発量が少ないので試験研究などで必要な数時間の使用には十分耐えられる。

本研究は通産省工業技術院による産業科学技術研究開発による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」に関連して行った。また本研究に際し資料提供と精密質量計測を分担していただいた(株)フルヤ金属に謝意を表す。

参考文献

- (1) Moffat, F. R.: Gas Temperature Measurement, Temperature, its Measurement and Control in Science and Industry, Vol. III, Part 2, Reinhold, N. Y. (1962) pp. 553-571
- (2) 田丸, 下平, 黒澤: 1900°Cレベル高温燃焼ガス計測用イリジウム多点熱電対温度計, 日本ガスタービン学会誌, 24巻93号 (1996/6) pp. 67-72
- (3) Wimber, R. T. and Kraus, H. G.: Oxidation of Iridium, Metallurgical Trans., Vol. 5 (1974) pp. 1565-72
- (4) Wimber, R. T., Hills, S. W., Wahl, N. K. and Tempero, C. R.: Kinetics of Evaporation/Oxidation of Iridium, Metallurgical Trans. A, Vol. 8A (1977/1) pp. 193-199

自動車用 100 kW CGT のタービンロータ・ノズルの開発

Development of the Turbine Rotor and Nozzle
for the 100kW Automotive Ceramic Gas Turbine

中沢 則雄*¹, 荻田 浩司*¹
 NAKAZAWA Norio OGITA Hiroshi
 高橋 政行*¹, 森 真治*¹
 TAKAHASHI Masayuki MORI Shinji

Abstract

The ceramic radial turbine rotor and nozzle, which operate at the inlet gas temperature up to 1350°C, have been developed and achieved the required aerodynamic performance and durability in order to attain the goals of the 100kW automotive ceramic gas turbine engine. As for the rotor blade vibration, which occurred because of the resonances with the nozzle wakes, the design in which 2nd and 3rd order mode resonance points are removed from the operating range is implemented.

The transient thermal stress analysis of the turbine rotor at the start and at the fuel cut has been performed and the prospect for reliability can be obtained.

They are also evaluated in the engine test at the turbine inlet gas temperature of 1350°C successfully and the performance goals of the ceramic gas turbine are almost attained.

1. まえがき

高効率、低公害性、多種燃料適用性の特長を持つ自動車用 100 kW セラミックガスタービン (CGT) の開発が通産省資源エネルギー庁の補助金を得て、1990 年度から 7 年間にわたり(財)石油産業活性化センター (PEC) の開発研究事業として推進され、(財)日本自動車研究所が参加した⁽¹⁾。CGT の構成要素の中のタービンは入口温度 (TIT) 1350°C、回転数 100,000 rpm、膨張比 4.13 の定格点仕様に対し、ロータ外径 127 mm の窒化珪素製ラジアルタービンの開発を進め^{(2),(3)}、性能と耐久性の目標を達成した。本報では目標値を全て満足した第 6 次設計最終仕様のロータとノズルの開発について述べる。

2. 最終仕様ロータ設計の考え方

第 1 次設計仕様のロータにより、強度信頼性と耐久性の評価を積み重ねてきており、定格点 100 hr の耐久性実証の見通しが得られている。一方、タービン効率目標に対し約 2 ポイント不足しており、またノズルウェイクを加振源とするロータ翼の共振は加振力が增大する高速域では避ける必要があることが、振動応力計測試験の結果から明らかとなっている。従って、最終仕様のロータでは空力性能向上のための翼の 3 次元化を強めることと、翼の 2・3 次振動モードのノズルウェイクとの共振点を定格回転数以上とするため、特に翼入口部の剛性の増大を

図った。第 1 次設計ロータは TIT=1350°C でのホットスピンの破壊試験では 135,000 rpm (周速 900 m/s) のデータが得られており、また耐久試験の実績も 50 hr に達していることから、上述の設計対応として、遠心応力で 5% 増加を許容することとした。

翼の 3 次元化を進めることは翼断面の中心線が直線ではなく、またハブ中心を向かない度合を強めることから、翼面応力は増大するがハブ中心の最大応力値以下に抑えた。ロータの強度を支配するのはハブ中心部応力であり、最高 5% 増加と入口翼の必要な剛性増大とのトレードオフを図り、図 1 に示すように、翼根元部のスカラップ径を 88 → 105 mm とした。しかし、スカラップ径の増大はエンジン始動停止時のハブ部の非定常温度差が増し、熱応力が増加することとなるので、詳細な解析検討により最終形状を決定した。

3. 非定常強度解析

ロータの窒化珪素材は日本ガイシの SN88M であり、強度と物理的特性を図 2、表 1 に示す。評価条件としてはエンジン起動時には図 3 に示すように TIT が常温から着火時ステップ状に 1350°C に達する厳しい条件で、ロー

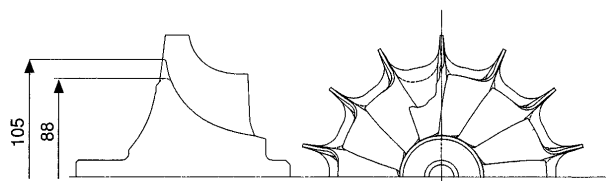


図 1 ロータのスカラップ形状比較

原稿受付 1997 年 10 月 22 日

* 1 三菱自動車工業(株)

〒146-0092 東京都大田区下丸子 4-21-1

(財)日本自動車研究所への出向 ('90/6~'97/3)

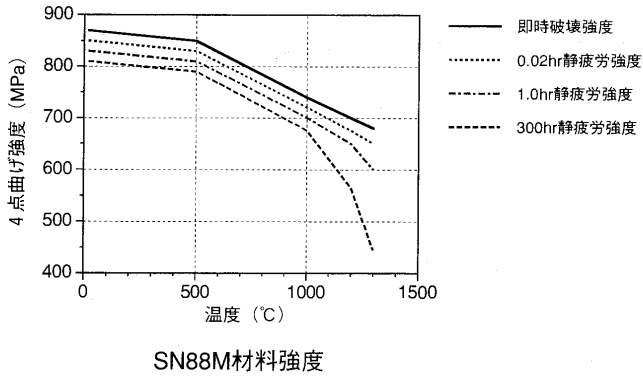


図2 SN88M 材料強度

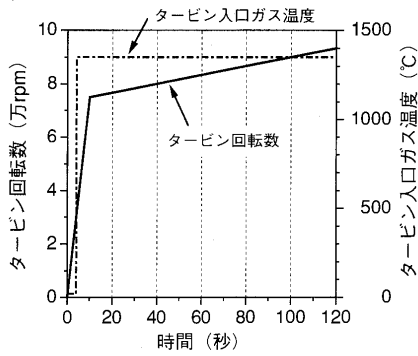


図3 起動スケジュール

表1 SN88M 材料物性値

単位		20°C	800°C	1000°C	1200°C	1400°C
熱伝導率	kcal/mmsec°C	1.6e-5	6.6e-6	5.9e-6	5.3e-6	—
比熱	kcal/kg°C	0.16	0.29	0.3	0.31	—
密度	kg/mm3	3.57e-6	←	←	←	←
ヤング率 (ヤング率)	kg/mm2	30590	29570	28550	←	←
ポアソン比	GPa	300	290	280	←	←
熱膨張係数	—	0.28	←	←	←	←
	1/°C	—	3.4e-6	3.5e-5	3.6e-6	3.5e-6

タ形状の強度への影響を相対比較することとした。一方停止時については、エンジン台上試験を想定して、TIT=1350°C定格運転から燃料遮断する条件とし、TITは停止直前の熱交換器の出口空気温度 900°Cにステップ状に降下するにもかかわらず、回転数は定格を保持する最も厳しい冷却パターンとした。

図4にロータ内代表点の起動時の温度の推移を示す。スカラップ形状の差により、翼先端とスカラップの応答が変化するがハブ中心は変わらず、ハブ部の起動約15~20秒の温度差のピークはスカラップ径増大により大きくなる。一方停止時も同様であり図5に示すように燃料遮断後約20秒のハブ部の温度差のピークはスカラップ径増大により大きくなる。ハブ部温度差がピークの際に熱応力もピークとなるが遠心応力との合成値の起動時および燃料遮断時からの変化を図6に示す。起動時は遠心応力の増加に熱応力が加わり、小さなピークが見られるが、定格点応力を越えることはなく、またスカラップの差による応力差は定常運転時の応力差以内に入って

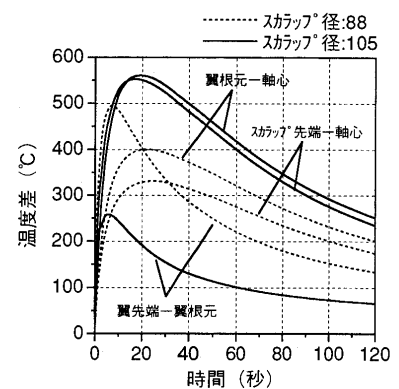
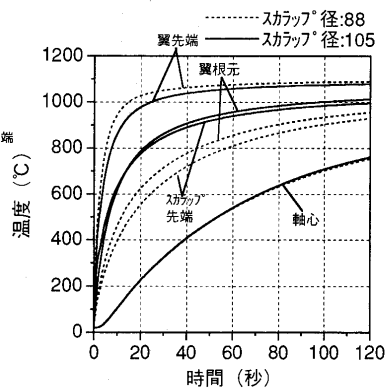
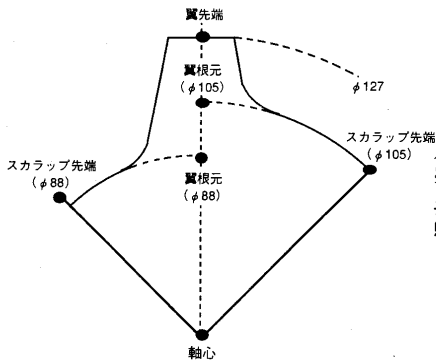


図4 ロータ内代表点の起動時温度変化

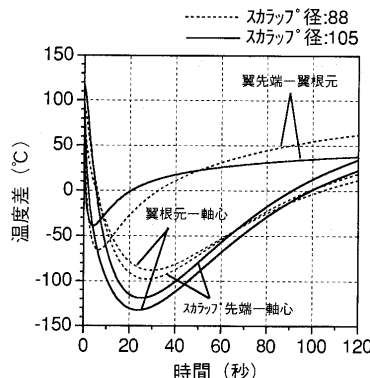
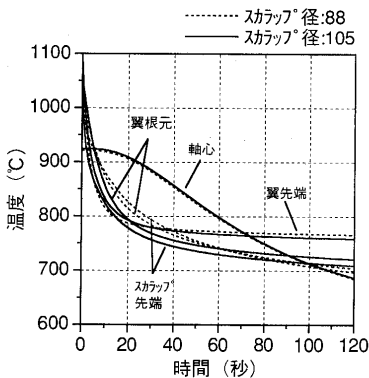


図5 ロータ内代表点の燃料遮断温度変化

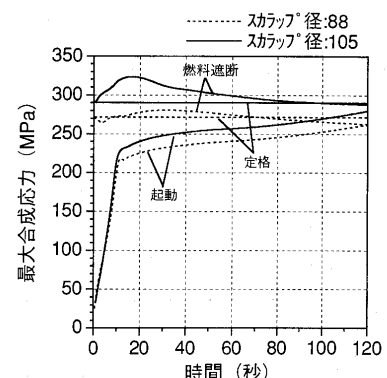


図6 (熱応力+遠心応力)の時間変化

いる。一方停止時は燃料遮断後 10~20 秒に熱応力のピークがあり、遠心応力に付加されるが、遠心応力の最大がハブ中心にあり、熱応力によって低減されるが、熱応力の最大はスカラップ部にありピーク値となる。スカラップ径 105 mm の場合の定格点定常運転時と燃料遮断後 20 秒の応力分布を図 7, 8 に示す。従ってスカラップ部熱応力レベルの低いスカラップ径 88 mm の場合、一旦最大応力が低下後増大に転ずる。スカラップ径の違いによる応力の差はスカラップ部に発生する熱応力差に起因するもので、熱応力ピーク点では定常運転条件よりも広がる。この熱応力がロータの強度信頼性にどのように影響するか、図 2 の温度に対する材料強度特性を適用し、ワ이블係数 15 として解析した。なお本解析は CARES⁽⁴⁾ をベースとして改良した解析コードにより実施している。図 9 に即時破損の破損確率の起動時と停止時の時間に対する推移を示す。起動時は応力レベルが定格定常条件より常に小さいことから、破損確率も充分小さい。一方停止時は応力の変化が示すような破損確率のピークは存在しない。これは図 5 に示すように、熱応力がピークとなるスカラップ部温度レベルが急激に下がり、20 秒後には 1040 → 780°C と約 260°C 低下し、図 2 の材料強度レベルが 730 → 800 MPa と約 10% 増大し熱応力が約 10% 増大しても、ほぼ相殺してしまったことによる。以上の解析検討から 105 mm 径スカラップ形状は 88 mm のオリジナル形状と比較して、定格定常条件の強度の差以上に非定常運転時に強度が相対的に低下することがない設計形状として決定することができた。なお本解析は非定常の想定される最も厳しい条件で評価し、安全サイドではあるが、材料の温度に対する強度および熱伝導率等の物理的特性に微妙に左右されるので、材料特性の変動幅についても精査し、今後見直してゆく必要がある。

4. 最終仕様ロータの試験評価

以上の解析検討から決定した設計形状により、先ず金属製ロータを製作の上、空力性能試験を実施し目標性能を達成した。引き続き SN88M 材での製作を進めた。第 1 次設計ロータの製法は翼部を射出成形しハブ部は CIP (Cold Isostatic Press) 素材から削り加工後、両方を接合し焼成するプロセスであった。第 6 次最終仕様ロータは CIP 素材を仮焼成の上、翼面を削り出し成形後、焼成する製法を採用した⁽⁵⁾。しかし、最終仕様ロータのホットスピンの結果は、図 10 に示すように低下した。第 1 次設計ロータの結果は 2 年間のデータであり、製作の後期にはロータの強度レベルが向上し、見かけ上バラツキが拡大し、ワ이블係数 $m=10$ となっている。図 11 に材料平均強度が同じ場合での、ワ이블係数 m と平均破壊回転数の関係を示す。これから、第 1 次設計の前期のロータの m は 15~16、後期は 20 以上と推定される。一方、最終仕様ロータはこの段階では TIT=1200°C の保証試験を全数クリアしなかった。図 10 はそのデータと TIT=1350

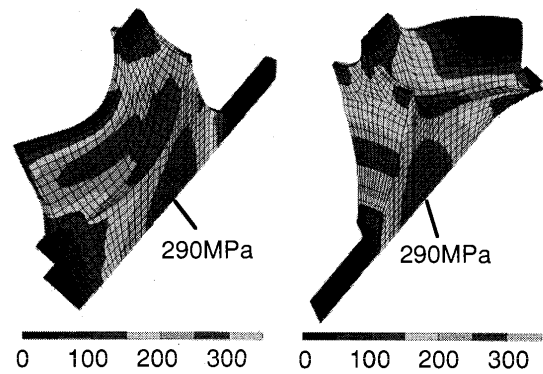


図 7 定格点応力分布(スカラップ 105 mm)

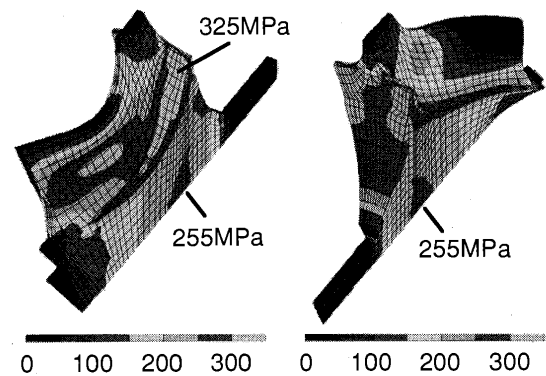


図 8 燃料遮断後 20 秒の応力分布(スカラップ径 105 mm)

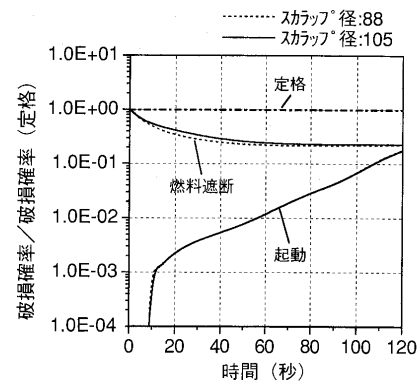


図 9 破損確率の時間変化

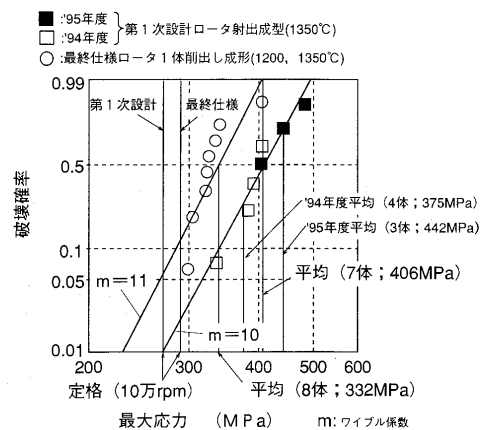


図 10 ホットスピンの試験結果

°Cの破壊試験とを示すもので、プロットでは $m=11$ である。図 11 から、実力的には平均値レベルは $m=12\sim13$ と推定される。最終仕様ロータの実体強度が低い原因追究の一環として、寸法精度の確認と応力解析計算を見直し、表面強度が低下した場合の影響解析（射出成形表面と削り出し表面の強度差を考慮）を実施したが、このような強度差は説明できなかった。さらに実体ロータの材料強度を確認するために、試験片を切出し 1200°Cでの曲げ試験を実施した結果を図 12 に示す。2 点極めて低い値を示すものがあり、それを除くと平均値 650 MPa で、図 2 に示すレベルに近い。局部的に大きな内部欠陥があるものと推定され、 $m=10$ レベルとなっていると考えられる。いずれのデータも m 値の精度を保證できる数ではないが、最終仕様ロータの m が相対的に低下し、内部欠陥の大きさや数の増大を意味している。

その後、メーカーでの製作プロセス上の問題点の追求と改良を進め、最終的には 2 体のロータが保証試験をクリアすることができ、エンジン試験に供した(図 13)。なお、耐久性 100 hr の実証は最終仕様ロータの製作プロセスの改良に時間を要したため、第 1 次設計ロータで実施した。

5. 最終仕様ノズルの強度信頼性評価

図 14 にノズル（材料は日本ガイシ製 SN88）を示す。

周方向 6 分割の構造とし、最終仕様では翼形状見直しによる空力性能向上とともに、翼枚数を 21 から 18 に変更したため、各分割セグメントは 3 枚の翼で構成されている。

ノズルは着火起動時の急加熱、および燃料遮断時の急冷却による非定常熱応力が最も厳しい。翼部が側板部に比べ熱容量が小さいため、急加熱時には翼部温度上昇が側板部に比べ大きく、翼後縁部中央に最大引張応力が発生し、逆に急冷却時には翼部温度降下が側板部に比べ大きく、翼後縁付け根部に最大引張応力が発生する。発生応力は翼根元隅 R に敏感であり、最終仕様では十分大きい隅 R (R3) を確保し、応力の緩和を図った。

最終仕様ノズルのセグメントモデルについて、図 3 に示す起動条件と 10・15 モードでの停止条件での非定常熱解析を実施した。起動条件および停止条件での最大応力発生時応力分布を図 15 に示す。翼と側板との位置関係により剛性に差があるため、発生する応力も翼により差が生じる。

ノズルの強度信頼性評価としては図 16 に示すノズル高温試験装置を用い、高温ガスと冷却空気の間で供試ノズルを往復回転させる熱衝撃試験を実施した。供試ノズルには図 17 に示すように翼前縁後縁の各々中央部と側板近傍に熱電対を埋め込み、加熱と冷却時の温度推移を監視し、実機起動、停止条件での最大発生応力に対し、

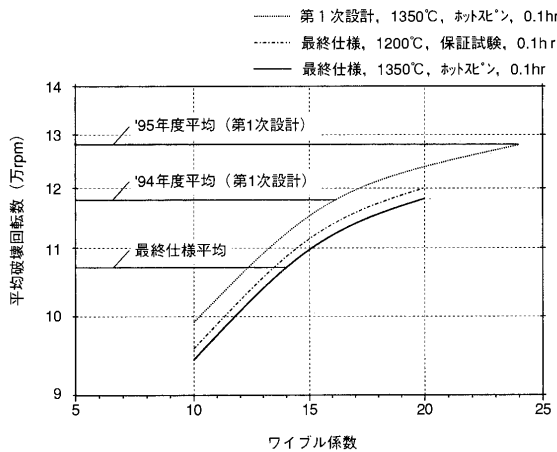


図 11 ワイブル係数とロータ平均破壊回転数の関係

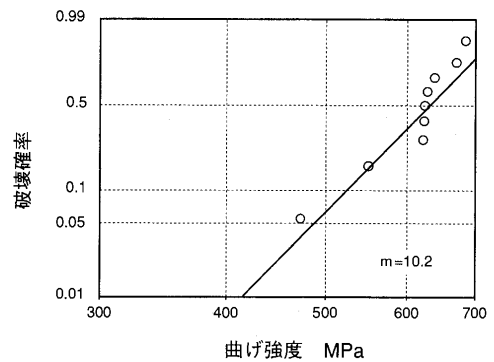


図 12 最終仕様ロータから切出した試験片での曲げ試験結果(1200°C)

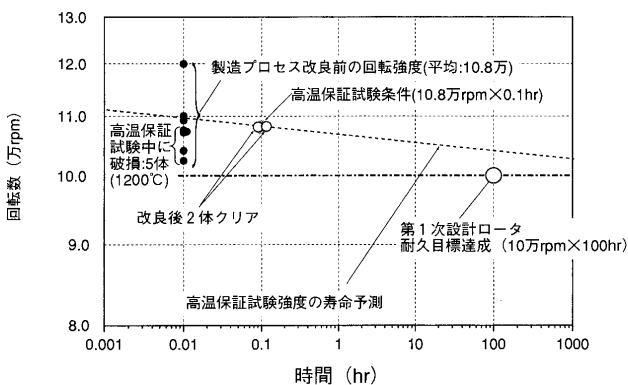


図 13 ロータ強度評価結果

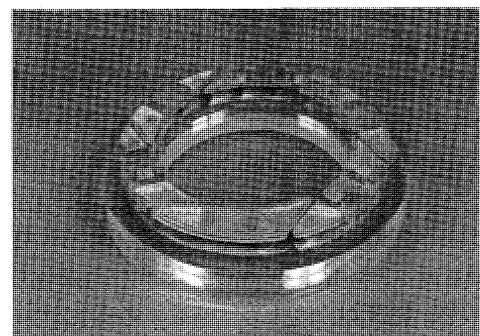
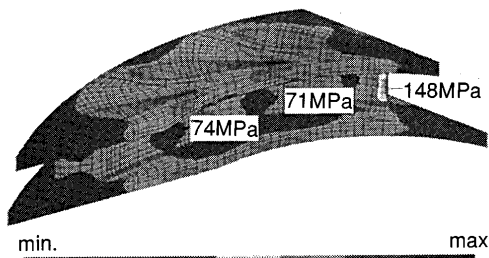
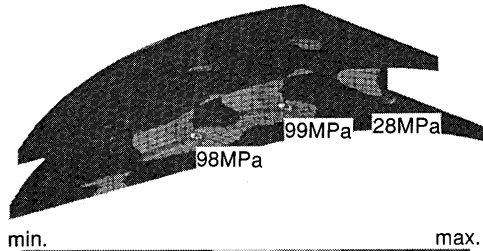


図 14 最終仕様ノズル



(a) 起動条件での熱応力分布 (起動 6 sec 後最大応力発生時)



(b) 停止条件での熱応力分布 (燃料遮断 20 sec 後最大応力発生時)

図 15 起動、停止条件での応力分布

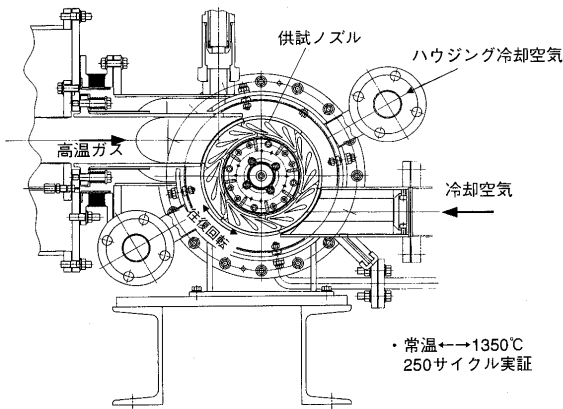
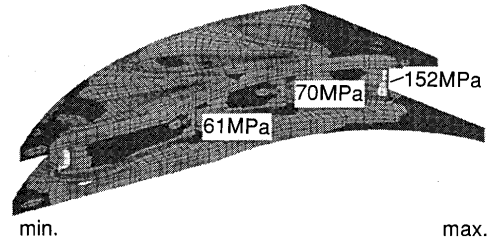
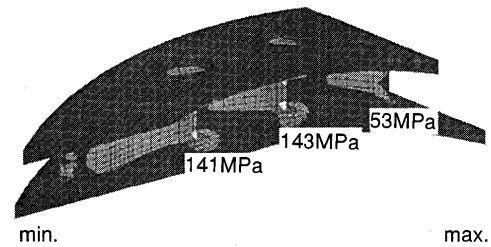


図 16 ノズル高温試験装置



(a) 加熱条件での熱応力分布 (加熱開始 20 秒後)



(b) 冷却条件での熱応力分布 (冷却開始 20 秒後)

図 18 熱衝撃試験条件での応力分布

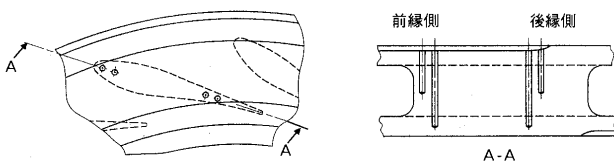


図 17 供試ノズルの熱電対取付位置

同等以上となるようにガス側と空気側の条件を設定した。加熱、冷却の時間はノズル温度がほぼ飽和するまでとし、1 サイクル 3 分で実施した。加熱、冷却時の最大応力発生時応力分布を図 18 に示す。本条件で最終仕様ノズルの 250 サイクル熱衝撃試験を実施し、健全性を確認し、エンジン試験に供した。

6. まとめ

(1) ロータについては第 1 次設計で定格 (TIT : 1350°C, 10 万 rpm) 100 時間の耐久目標を達成した。空力性能目標値を達成し、2・3 次のノズルウェイクとの翼共振点を定格回転数以上とした最終仕様についても非定常熱応力の強度見通しが得られ、製作プロセスの改良に

より、目標耐久性を保証する試験をクリアできるレベルとなった。

- (2) ノズルについては着火起動時と燃料遮断時の非定常熱応力解析を実施し、低応力化を図るとともに、最終仕様で実機と同等以上の応力レベル条件での熱衝撃試験を 250 サイクル実施し、健全性を確認した。
- (3) 最終仕様ロータ、ノズルは TIT : 1350°C でのエンジン試験に供し、CGT の性能ポテンシャルを実証することができた⁽¹⁾。

謝 辞

本研究開発の実施にあたり、御指導と御協力を頂いた PEC ならびに(財)日本自動車研究所の関係各位、および試験にあたって御協力を頂いた三菱重工(株)長崎研究所のターボ機械研究室他関係各位に対し、深く感謝の意を表します。

参考文献

- (1) 高田, 他: 特集 100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト 日本ガスタービン学会誌 Vol. 25, No. 98, 1997 年 9 月
- (2) 中沢, 他: 自動車用 100 kW CGT のタービンロータの開発 日本ガスタービン学会誌 Vol. 24, No. 93, 1996 年 6 月
- (3) Nakazawa, N. et al. "Radial Turbine Development for the 100kW Automotive Ceramic GasTurbine". ASME Paper 96-GT-366
- (4) Nemeth, N., Mandersheid, J. and Gyekenyesi, J., "Ceramics Analysis and Reliability Evaluation of Structures (CARES)", NASA Technical Paper 2916, 1989.
- (5) Yamada, S. et al. "Development of Ceramic Turbine Rotors and Nozzles for the 100kW Automotive Ceramic Gas Turbine Program". ASME Paper 96-GT-295

遷音速振動翼列の非定常空力解析

Unsteady Aerodynamic Analyses of Oscillating Transonic Cascades

柴田 貴範*¹, 梶 昭次郎*²
SHIBATA Takanori KAJI Shojiro

Abstract

A linearized Euler analysis for two-dimensional unsteady flows through a harmonically oscillating cascade is presented. The linearized Euler equations are solved using a pseudo-time marching procedure with shock capturing method. A nonlinear Euler analysis, which is based on the implicit time marching procedure, is also developed and used to validate the shock capturing capabilities of the linearized Euler analysis. Extensive studies on the flutter problem of transonic fans indicate that chordwise motion of the blade is very important to predict the correct flutter boundary when strong shocks exist in the blade passage. The effect of bending oscillation amplitude is also investigated using the nonlinear Euler analysis. It is found that the nonlinear effect of oscillation amplitude is only significant for a limited range of the interblade phase angle and the angle of oscillation in unstarted flows.

1. はじめに

計算機の発達により、ナビエ・ストークス方程式やオイラー方程式を使った翼列の非定常空力解析が盛んに行われるようになってきた。だがそれらの解析は、着目する現象の周波数によっては非常に長時間の計算となり、計算負荷が高い。そのことは翼列フラッタ現象を考える上で特に問題となる。というのは翼列フラッタ問題の場合、流入マッハ数や圧力比などの流体力学的パラメタ以外に、振動数や翼間位相差、さらには振動振幅や振動方向といった翼振動に関わる変数も存在するため、適切なフラッタ特性を知るには非常に膨大な量の解析を行う必要があるからである。

そのような計算時間の問題を解決するため、フラッタや空力音響などの非定常流体解析では、非定常擾乱を定常流れに対し線形化することが広く行われてきた。そのような微小擾乱近似に基づく解法では、衝撃波による非線形な圧力変動のモデル化が重要となるが、近年、線形化オイラー方程式を衝撃波捕獲法で解くことの有効性が明らかとなり、簡便で、高速な非定常空力解析手法が発展してきている^{(1)~(4)}。しかし、単純な衝撃波形状の流れに対し、その手法の有効性は確認されつつあるが、複雑な衝撃波形状の流れに対する適用性については不明な点が多い。

本研究では、非線形オイラー方程式を時間進行法で直接解く非線形解析法と、方程式を線形化してから解く、

高速な線形解析法を開発し、両手法の結果を比較することによって、線形解析法の有効性・適用限界を調べた。そして、それぞれの特長を活かして、多様な流れ場・振動条件における翼列安定性解析を行った。本稿では、強い衝撃波を含む振動翼列の非定常空力特性について、振動方向および振動振幅の影響を中心に報告する。

2. 数値計算法

2.1 支配方程式と計算スキーム

非粘性、断熱的な理想気体を考える。質量保存、運動量保存、およびエネルギー保存の法則により、2次元一般曲線座標系 (ξ, η) での強保存形表示されたオイラー方程式は次のように与えられる：

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \eta} = 0 \quad (1)$$

ここで $\mathbf{U} = [\rho, \rho u, \rho v, e]^T$, $\mathbf{F} = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, (e + p)u]^T$, $\mathbf{G} = [\rho v, \rho vu, \rho v^2 + p, (e + p)v]^T$ と置くと、 $\hat{U} = \mathbf{U}/J$, $\hat{F} = (\xi_t \mathbf{U} + \xi_x \mathbf{F} + \xi_y \mathbf{G})/J$, $\hat{G} = (\eta_t \mathbf{U} + \eta_x \mathbf{F} + \eta_y \mathbf{G})/J$ と表わされる。ただし、 ρ は密度を、 p は圧力を、 u, v はそれぞれ x 方向および y 方向速度を表わし、 $e = p/(\gamma - 1) + \rho(u^2 + v^2)/2$ である。また J は座標変換ヤコビアンであり、 $J = \xi_x \eta_y - \xi_y \eta_x = 1/(x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi)$ である。

一般にフラッタ現象では、計算スキームの安定性限界から決まる Δt が現象の周期に比べ非常に小さくなるため、大きな Δt でも安定に計算ができる陰解法を用いると、計算時間は短縮される。そこで、式(1)の時間方向の離散化に三点後退陰解法を用いると、差分式は次式で表

原稿受付 1997年9月1日

* 1 日立製作所 〒319-1221 茨城県日立市大みか町7-2-1

* 2 東京大学工学部

わすことができる：

$$\frac{1.5\Delta\hat{U}^n - 0.5\Delta\hat{U}^{n-1}}{\Delta t} + \frac{\partial\hat{F}^{n+1}}{\partial\xi} + \frac{\partial\hat{G}^{n+1}}{\partial\eta} = 0 \quad (2)$$

ただし、 $\Delta\hat{U}^n = \hat{U}^{n+1} - \hat{U}^n$ である。近似因子化や線形化に依存しない解を求めるため、ニュートン反復法で(2)式を満たす解を求めることとすると次式が得られる：

$$\left[\mathbf{I} + \frac{2\Delta t\theta}{3} \frac{\partial\hat{A}^p}{\partial\xi} + \frac{2\Delta t\theta}{3} \frac{\partial\hat{B}^p}{\partial\eta} \right] \Delta\hat{U}^p = -(\hat{U}^p - \hat{U}^n) - \frac{2\Delta t}{3} \left[\frac{\partial\hat{F}^p}{\partial\xi} + \frac{\partial\hat{G}^p}{\partial\eta} \right] + \frac{1}{3} \Delta\hat{U}^{n-1} \quad (3)$$

ここで $\hat{A} = \frac{\partial\hat{F}}{\partial U}$, $\hat{B} = \frac{\partial\hat{G}}{\partial U}$, $\Delta\hat{U}^p = \hat{U}^{p+1} - \hat{U}^p$ であり、 $p=1, 2, \dots$ は各時間ステップにおける反復計算の回数を表す指標である。各時間ステップにおけるニュートン法が収束 ($\Delta\hat{U}^p \rightarrow 0$) した時点で、2次の時間精度を得ることができる。式(3)の左辺に LU-ADI 法^{(5),(6)} を使った近似因子化を施し、数値的な安定性の改善と計算量の削減を図った。式(3)右辺の対流項の評価には、Yee et al.^{(7),(8)} によって提案された upwind 型 TVD スキームを用いており、空間精度は2次である。流束保存が満たされるように、有限体積的な数値流束評価⁽⁸⁾ を行っており、かつ、Geometric Conservation Law が満たされるようにヤコビアン評価を修正することにより、格子変形に伴う数値誤差を抑えている。なお、制限関数には min-mod 関数を用いた。

このような非線形オイラー方程式に基づく解法は計算時間がかかるため、非定常擾乱項を定常場に対して線形化した線形化オイラー方程式に基づく手法も開発した。いま、非定常擾乱は定常場に比べ微小であると仮定すると、保存変数ベクトルを次のように置くことができる：

$$\mathbf{U}(\xi, \eta, \tau) = \bar{\mathbf{U}}(\xi, \eta) + \tilde{\mathbf{u}}(\xi, \eta) e^{i\omega\tau} \quad (\tilde{\mathbf{u}} \ll \bar{\mathbf{U}}) \quad (4)$$

ここで $\bar{\mathbf{U}}$ は0次のオーダーである定常流れ場を、 $\tilde{\mathbf{u}}$ は1次の微小項にあたる保存変数ベクトルの複素振幅： $\tilde{\mathbf{u}} = [\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{e}]^T$ を表わしており、また ω は振動数である。以下の定式化では、 \sim と \sim をそれぞれ定常項と非定常擾乱項を表すものとして扱っている。同様に翼振動が微小であるとする、計算格子の動きは

$$x = \bar{x} + \tilde{x} e^{i\omega t}, \quad y = \bar{y} + \tilde{y} e^{i\omega t} \quad (5)$$

とおける。

式(4), (5)を式(1)に代入し、メトリックス間に成り立つ関係式を使って整理し、1次の微小量についてまとめると、以下に示す線形オイラー方程式が導出される：

$$i\omega \left(\frac{1}{J} \right) \tilde{\mathbf{u}} + \frac{\partial\tilde{\mathbf{f}}}{\partial\xi} + \frac{\partial\tilde{\mathbf{g}}}{\partial\eta} + S_M = 0 \quad (6)$$

ここで $\tilde{\mathbf{f}} = \left\{ \left(\frac{\xi_x}{J} \right) \frac{\partial\mathbf{F}}{\partial U} + \left(\frac{\xi_y}{J} \right) \frac{\partial\mathbf{G}}{\partial U} \right\} \tilde{\mathbf{u}}$, $\tilde{\mathbf{g}} = \left\{ \left(\frac{\eta_x}{J} \right) \frac{\partial\mathbf{F}}{\partial U} + \left(\frac{\eta_y}{J} \right) \frac{\partial\mathbf{G}}{\partial U} \right\} \tilde{\mathbf{u}}$ であり、 S_M は定常流れと

格子の動きとに依存する湧き出し項である：

$$S_M = \left(\frac{\xi_t}{J} \right) \frac{\partial\bar{\mathbf{U}}}{\partial\xi} + \left(\frac{\xi_x}{J} \right) \frac{\partial\bar{\mathbf{F}}}{\partial\xi} + \left(\frac{\xi_y}{J} \right) \frac{\partial\bar{\mathbf{G}}}{\partial\xi} + \left(\frac{\eta_t}{J} \right) \frac{\partial\bar{\mathbf{U}}}{\partial\eta} + \left(\frac{\eta_x}{J} \right) \frac{\partial\bar{\mathbf{F}}}{\partial\eta} + \left(\frac{\eta_y}{J} \right) \frac{\partial\bar{\mathbf{G}}}{\partial\eta} \quad (7)$$

式(6)はこのままでは解きづらいので、Ni and Sisto⁽⁹⁾ の方法にならって、仮想時間に関する偏微分項を加えて双曲型の方程式の形に表し、時間進行法を使って定常解を求めることとした(擬似時間進行法)。求める解が定常解であるので、時間精度を気にせずに解くことができる。対流項の差分化には、非線形手法と同じ TVD スキームを用いており、空間精度は2次精度となっている。時間積分にはオイラー陽解法を用い、計算時間短縮のため局所時間刻み法を用いた。

2.2 線形理論における衝撃波の取り扱い

線形化オイラー方程式を使った線形理論の場合、衝撃波の影響をモデル化する方法として、衝撃波適合法と衝撃波捕獲法の2種類がある。どちらの場合も、衝撃波の移動による高次の非定常項を線形擾乱解にいかに取り込むかが重要となる。衝撃波適合法の場合、衝撃波を厚み0の完全なる不連続面と見なし、線形化されたランキン-ユゴニオの式を不連続面前後に適用することにより、衝撃波の動きと衝撃波前後の擾乱解の不連続をモデル化する。衝撃波捕獲法の場合は、数値粘性で衝撃波を鈍らせ、衝撃波の変動に起因する非線形性を抑えることにより、本来、高次の非定常項として現れる衝撃波の非線形な影響も線形擾乱解の一部として捕捉する。衝撃波捕獲法を用いた線形オイラー解析の場合、スキームが適切な衝撃波捕獲能力を有するかどうかは重要である。

Clark and Hall^{(3),(4)} は、安定かつ適格的で、保存則を満たすスキームを使えば、衝撃波を含む非定常擾乱解が線形オイラー方程式の“弱解”として捕らえられることを示した。他方、Lindquist and Giles^{(1),(2)} は、衝撃波の非線形効果を鈍らすために人工粘性を使ったとしても、その影響は高次の効果として無視でき、全非定常揚力には影響が現れないことを示した。これらの条件により、衝撃波捕獲法を使って線形オイラー方程式を解くことの有効性が保証されている。

線形オイラー方程式を衝撃波捕獲法で解くと、衝撃波近傍には圧力変動の大きな部分が現れる。これを衝撃波インパルスと呼ぶ。衝撃波の厚み、すなわち数値粘性の大きさを限りなく小さくしていくと、衝撃波インパルスの形状は δ 関数に近づいていく。そのような δ 関数の効果を限られた格子点数で正確に捕らえるには無理があるので、実用上は、比較的大きな数値粘性を使って δ 関数を有限の幅を持つインパルスとして捕らえることが必要となる。著者らが行った数値実験の範囲では、もともとのスキームの特性により衝撃波は十分鈍っており、数値粘性を陽的に加える必要はなかった。しかし、衝撃波近傍にあまりに細かな計算格子を用いると、衝撃波を鈍ら

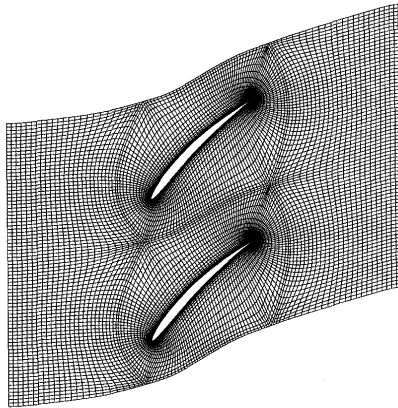


図1 NACA 5506 計算格子

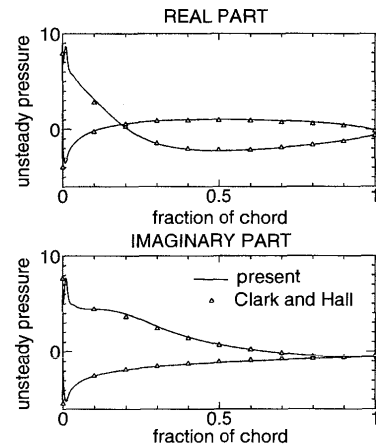
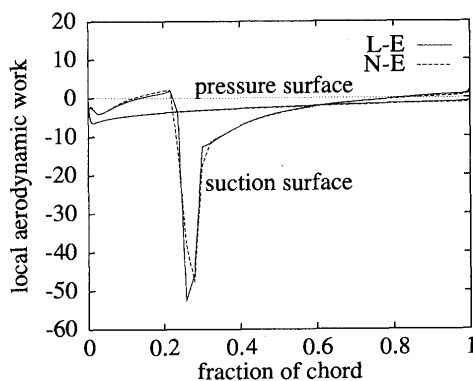
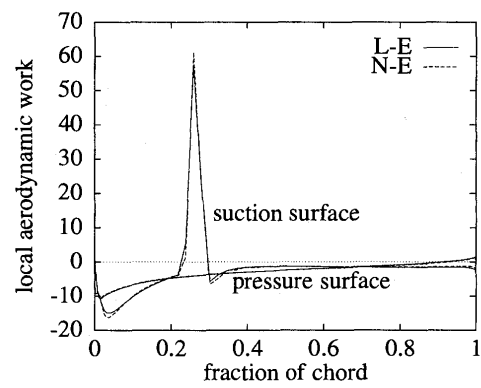


図2 翼面非定常圧力分布, 10th Standard Cascade, $M=0.7$, $\Omega=55^\circ$, 曲げ振動, $k=1.29$, $\sigma=-90^\circ$



(a)



(b)

図3 翼面非定常空力仕事分布, 10th Standard Cascade, $M=0.8$, $\Omega=58^\circ$, 曲げ振動, $k=1.00$, (a): $\sigma=90^\circ$, (b): $\sigma=-90^\circ$

すために陽的に数値粘性項を加える必要がある。

2.3 境界条件

線形, 非線形解析法ともに, 入口・出口境界には線形化オイラー方程式の解析解に基づく無反射条件^{(10),(11)}を適用している。翼間位相差を考慮して周期境界条件を与えることにより, 単独翼間流路のみの計算で, 全ての翼が一定の翼間位相差をもって振動している流れをシミュレートできる。特に, 非線形解析では, 周期境界上での物理量の時間変化をフーリエ級数を使って表わすことにより, 衝撃波の動きに起因する高調波成分の変動も忠実に模擬することができる⁽¹²⁾。また, 翼面境界条件としては, 翼面に垂直方向の相対速度を0としている。

以上, 計算手法の詳細は文献⁽¹³⁾を参照されたい。

3. 解析結果および考察

3.1 10th Standard Configuration (NACA5506)

開発した計算コードの妥当性を確認するため, 10th 標準翼列モデル⁽¹⁴⁾に対する非定常空力解析を行った。用いた計算条件は, 翼弦に対して垂直方向に振幅1%翼弦長で並進振動する, 曲げ振動条件である。その計算格子を図1に示す。計算格子は 171×21 のO型格子と, その上・

下流に位置する2つの 41×25 のH型格子から構成され, そのうちO型格子は翼の振動に合わせて変形する変動格子である。なお, 以下に示す非定常結果はすべて, 圧力擾乱の場合は入口の $\rho(u^2 + v^2)h$ で, 空力仕事の場合は入口の $\rho(u^2 + v^2)h^2$ で割って, 無次元化したものであることに注意されたい。

亜音速条件 (流入マッハ数 $M=0.7$, 流入角 $\Omega=55^\circ$) のときの翼面非定常圧力分布を図2に示す。無次元振動数 k (基準長は翼弦長) は1.29で, 翼間位相差 σ は -90° である。本線形化手法の結果は Clark and Hall⁽³⁾ の結果と良く一致しており, 衝撃波を含まない全域亜音速流れの場合には十分な精度で非定常流れ場を捕らえている。

線形化オイラー方程式を衝撃波捕獲法で解く場合, 問題は衝撃波による非定常空気を適切に捕らえられるかどうかにある。本計算法の衝撃波捕獲能力を確かめるため, 線形および非線形解析法を用いて, 遷音速条件下での振動翼列計算を行った。それによって得られた翼面非定常空力仕事分布を図3に示す。遷音速条件 ($M=0.8$, $\Omega=58^\circ$) のとき, 翼の背側4分の1翼弦長付近に垂直衝撃波が発生している。その衝撃波近傍の非定常空力仕事分布には, 線形解析 (L-E) と非線形解析 (N-E) とで違

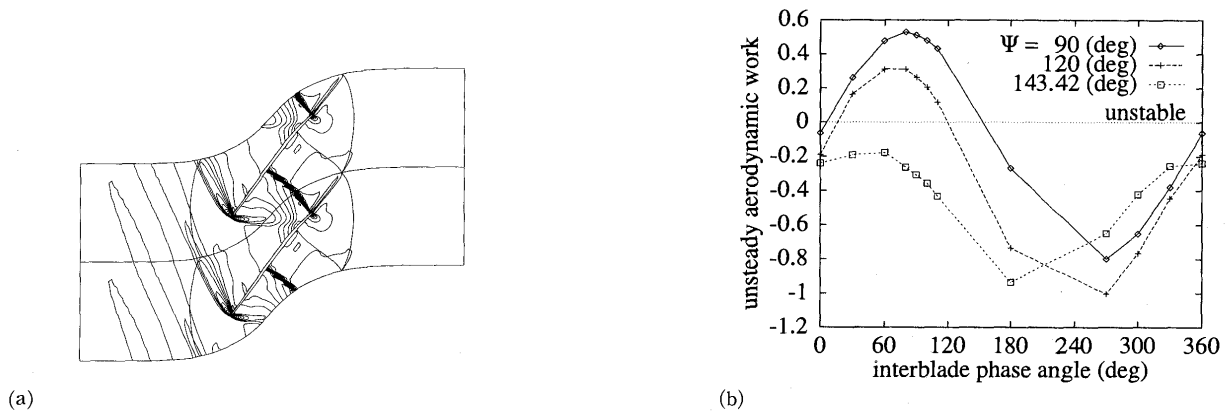


図4 空力仕事に対する振動方向の影響, 流入マッハ数 $M=1.25$, 圧力比 $PR=1.70$, $k=0.084$,
(a) 定常流れ場(マッハ数等高線), (b) 空力仕事と翼間位相差の関係

いが現れているが, これは各手法によって得られる擾乱解の物理的意味合いの違いのためであり, 線形化手法の正当性を否定するものではない。線形手法の場合, 衝撃波インパルスの形状は, スキームの持つ数値粘性に依存するが, その下の面積は数値粘性に依存せず, 常に一定のはずである。他方, 非線形手法の場合, 衝撃波近傍の空力仕事分布は, 数値粘性ではなく, 現実の物理現象である衝撃波の非定常的な動きに関係する。そのため衝撃波近傍の空力仕事分布に違いが現れるが, 衝撃波インパルス下の面積は等しく, その積分量である全空力仕事は十分な精度で一致した。($\sigma=90^\circ$ のとき L-E: -4.57 , N-E: -4.61 ; $\sigma=-90^\circ$ のとき L-E: -7.04 , N-E: -7.18)。ただし, 非線形手法による衝撃波インパルスの形状が鋭く尖っているのは計算格子の粗さが原因であるが, 準1次元流れを使って調べた非定常空力場における格子密度の影響を参考にすると, 衝撃波の移動範囲内に数点の格子があれば, 少なくとも全非定常空力に関しては1%以下の誤差で捕らえられることがわかっている。

以上のことから, 本線形解析手法によって, 衝撃波の効果は正しく捕らえられていると考えている。

3.2 遷音速ファンの非定常空力解析

3.2.1 振動方向の影響

曲げモードフラッタは翼弦に対し垂直方向の並進振動として取り扱われる場合が多い。しかし, 現実の翼は翼根から翼端にかけてのねじれ角が大きいため, 翼端付近では曲げ振動時に大きな翼弦方向変位を伴うのが普通である。Kaji⁽¹⁵⁾は, セミアクチュエータ・ディスク理論により, フラッタ境界に対する曲げ振動方向の重要性を指摘した。Bendiksen⁽¹⁶⁾は, 斜め衝撃波反射点の動きを考慮した振動翼列解析により, 曲げ翼列フラッタ発生が翼弦方向振動, すなわち翼の振動方向に強く依存することを示した。同様なことが強い衝撃波を伴う高負荷状態の翼列にも当てはまることが推測されるが, 強い衝撃波と弱い衝撃波(マッハ波)とでは定性的に異なる可能性があるので, 線形手法を使って翼の振動方向の影響を調べてみた。振動方向は翼列軸流方向からの角度 Ψ で表す

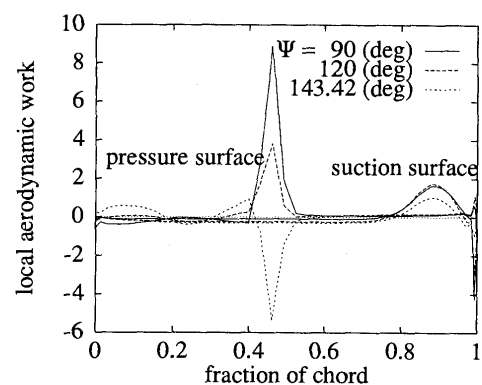


図5 翼面空力仕事分布に現れる振動方向の影響, $M=1.25$, $PR=1.70$, 曲げ振動, $k=0.084$, $\sigma=90^\circ$

が, 実際のシュラウドのない翼列では, 翼弦に対して垂直方向に振動する純粋曲げの状態よりも小さな角度で並進振動するのが一般的である。

翼後縁に強い衝撃波が存在する図4(a)の状態, 無次元振動数一定のまま振動方向を変化させたときの空力仕事の変化を図4(b)に載せる。この図から振動翼列の安定性は振動方向に強く依存することがわかる。振動方向が, 純粋曲げの角度 ($\Psi=143.42^\circ$) から減少していくにつれ, 空力仕事の最大値は増加し, 翼振動が不安定となる翼間位相差の範囲は増加する。つまり, Ψ が小さくなって, 翼弦方向振動が大きくなるほど, 正の翼間位相差 (forward travelling wave) の翼振動に対し, フラッタが発生しやすくなる。

そのときの翼面空力仕事分布の変化を図5に示す。この図から明らかなように, 衝撃波近傍の空力仕事は振動方向の影響を顕著に受け, 振動方向が純粋曲げ方向から周方向に近づくと, 衝撃波による空力仕事は減衰力から励振力へ変化している。これは, 翼弦方向変位が加わることにより, 衝撃波反射点の動きが振動によって誘起される非定常擾乱よりむしろ隣接翼との相対的な翼変位に支配されるようになるからであろう。本計算で用いたような薄翼では, 一般に, 超音速や亜音速の連続領域

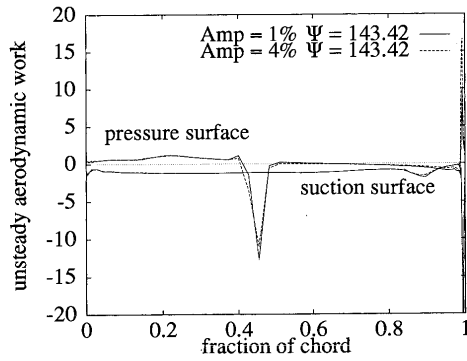


図6 翼面空力仕事分布に現れる振動振幅の影響, $M=1.25$, $PR=1.70$, 純粋曲げ振動, $k=0.42$, $\sigma=0^\circ$

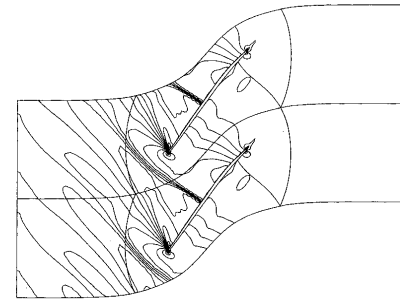


図7 定常流れ場(マッハ数等高線), 不始動状態, $M=1.05$, $PR=1.54$

において、翼弦方向振動によって発生する非定常空力は高次のオーダーとして無視することができる。ところが、衝撃波のような強い不連続が翼面上に存在する場合には、その近傍に、翼弦方向振動に起因する1次のオーダーの非定常空力が発生し、翼全体の非定常空力は翼の振動方向に強く依存することになる。

このような空力仕事の振動方向依存性は他の衝撃波形状の流れ場においても観察され、振動方向が翼列周方向に近づくほど、翼振動は不安定化しやすいことが判明した。衝撃波付着点近傍の空力仕事は、翼の振動方向の影響を顕著に受けるため、正確な翼列安定性を知るためには振動方向をきちんと考慮する必要がある。

3.2.2 振動振幅の影響

振動振幅 h が代表長さ(例えば翼弦長)に対し十分小さい場合、翼に働く全非定常空力は h に比例し、全空力仕事は h^2 に比例する。そのため、振動振幅 h を使って無次元化を行っていれば、振幅を変えた翼列安定性解析を行う必要はない。しかし、振動振幅が大きくなると、当然、非定常空力の振幅に対する線形性は崩れてくる。現実の翼列フラッタが、微小振幅近似が成り立つような振幅範囲で発生しているかどうかは不明であるため、非定常空力の振動振幅依存性を調べておくことは重要である。線形化手法の場合、微小擾乱近似により方程式を線形化しているため、非定常空力の振幅依存性を調べることはできない。そのため、振幅の影響は非線形解析法を使って調べた。

非線形解析の場合、衝撃波による空力仕事は半楕円型の衝撃波インパルスとして捕らえられる。この形状は衝撃波の移動距離($\propto h$)に依存し、振動振幅が大きいほどインパルスの幅は広がり、高さは低くなる。振幅に依存してインパルスの形状は変化するが、微小振幅近似が成立する範囲内では衝撃波の振幅は振動振幅に比例し、インパルス下の面積は常に一定の値をとる。それゆえ、振動振幅変化にともない衝撃波近傍の非定常空力分布に違いが現れたからといって、即座に振幅に対し非線形であると考えるのは誤りであり、非線形かどうかは h を使って無次元化された全非定常空力を比較してみなくては

ならない。

翼後縁から衝撃波が発生している場合(図4(a))について、1%振幅と4%振幅の翼面空力仕事分布の比較を図6に示す。この流れ場では、衝撃波近傍以外の空力仕事は完全に一致しており、4%振幅は微小振幅の範囲内にある。衝撃波近傍でずれがあるのは振幅に比例して衝撃波の移動距離が増加するためであるが、衝撃波インパルスの形状は変わっても、その下の面積は変わらないはずである。翼に働く全無次元空力仕事は $\sigma=0^\circ$ のとき1%:-1.32, 4%:-1.25, $\sigma=90^\circ$ のとき(図省略)1%:-2.77, 4%:-2.71であり、その差は大きくても5%程度である。この差は非線形性の影響というより、振幅の小さな方の衝撃波の動きを捕らえるには衝撃波近傍の格子密度が十分でなかったためと考えられ、衝撃波以外の領域では振幅に依存しない空力仕事分布を示していることも考慮すれば、この流れ場において振幅の影響はないと言える。

しかし、振動振幅の影響は当然流れ場に依存するものであろう。そこで、非線形性の影響が現れやすいと考えられる、不始動状態の流れ(図7)について、振動振幅の影響を調べてみた。この場合つねに振幅に対し非線形かということ、そうではなくて、振幅の影響の現れ方は翼間位相差によって変わってくる。 $\sigma=0^\circ$ のときには、非定常空力は振幅に対し線形(図8, 全空力仕事, 1%:-1.52, 4%:-1.48)と考えられるが、 $\sigma=90^\circ$ のときには明らかに非定常空力の振幅依存性(図9, 全空力仕事, 1%:-3.08, 4%:-2.07)が現れている。 $\sigma=90^\circ$ のときの全空力仕事の差は衝撃波インパルスの解像度の悪さで埋め合わせることができないほど大きく、また、衝撃波以外の領域でも空力仕事分布の差が激しいことから、この翼間位相差では振幅に対する非線形性が現れていると言える。さらに、振幅による非線形性は振動方向にも依存し、 $\Psi=90^\circ$ の周方向振動のときには $\sigma=90^\circ$ であっても、4%振幅は線形な範囲にある(図10, 全空力仕事, 1%:-1.02, 4%:-1.04)。大ざっぱに言って、翼間スロート面積が大きく変わるような翼間位相差および振動方向の方が非線形性が現れやすい。

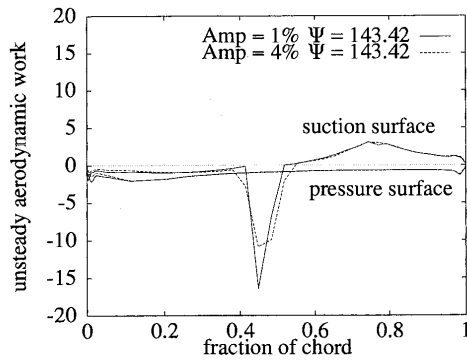


図8 翼面空力仕事分布に現れる振動振幅の影響, $M=1.05$, $PR=1.54$, 純粋曲げ振動, $k=0.50$, $\sigma=0^\circ$

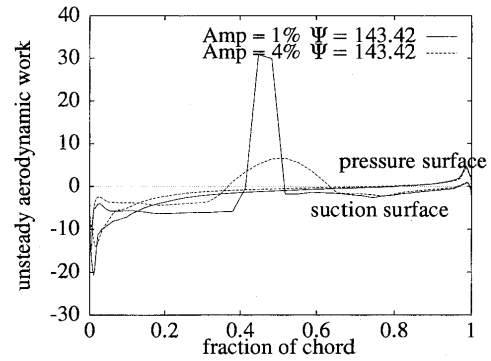


図10 翼面空力仕事分布に現れる振動振幅の影響, $M=1.05$, $PR=1.54$, 曲げ振動, $k=0.50$, $\sigma=90^\circ$, $\Psi=90^\circ$

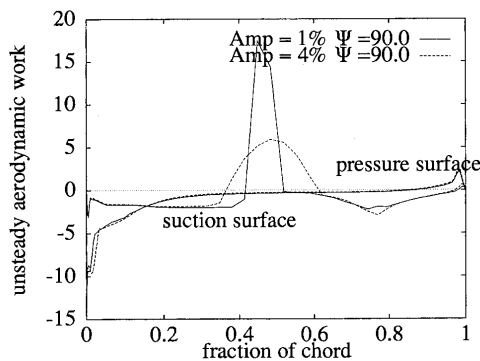


図9 翼面空力仕事分布に現れる振動振幅の影響, $M=1.05$, $PR=1.54$, 純粋曲げ振動, $k=0.50$, $\sigma=90^\circ$

振幅の非線形性が現れた方が翼列の安定性が高まるかどうかについて、一般的な傾向はつかめていない。だが、翼列の不安定性の高い周方向振動において、空力仕事の振幅依存性が少ないことから、4%振幅で翼列安定性を調べたとしてもフラッタ境界に大した違いは現れないと思われる。振幅を大きくした場合、翼間位相差や振動方向によっては、空力仕事に振幅の影響が現れ得ることは忘れてはならないが、微小振動振幅の翼列安定性解析によって、おおよそのフラッタ境界は決まってしまうと考えて良い。

4. まとめ

非線形および線形化オイラー方程式に基づく振動翼列解析手法を開発し、標準翼列モデルを使って本手法の正当性を確認した。そして、遷音速ファンの翼端断面形状に対する非定常空力解析により、強い衝撃波を含む流れにおいては翼弦方向振動の影響を無視し得ず、翼の振動方向によって、翼列安定性が大きく変化することが明らかになった。また、振動振幅の影響は、流れ場としては不始動状態の流れ場で、翼間位相差としては 90° から 270° の間で、振動方向としては純粋曲げに近い状態で、その影響が現れやすい。だが、フラッタ発生が問題になりやすい $-90^\circ < \sigma < 90^\circ$ の範囲や、周方向に近い振動方向に

おいて振幅の影響が小さいことから、振動振幅がフラッタ境界に与える影響は小さいと考えられる。

なお、ここに引用した数値計算の一部は航空宇宙技術研究所の数値風洞を用いて行われた。研修生として受け入れてくださった原動機部の坂田公夫氏に深く感謝の意を表す。

参考文献

- (1) Lindquist, D. R., and Giles, M. B., AIAA Paper 91-1598, June 1991.
- (2) Lindquist, D. R., and Giles, M. B., AIAA J., Vol. 32, No. 1, 1994, pp. 46-53.
- (3) Clark, W. S., and Hall, K. C., NASA-CR-192919, April 1993.
- (4) Hall, K. C., Clark W. S., and Lorence C. B., Trans. of the ASME : J. of Turbomachinery, Vol. 116, July 1994, pp. 477-488.
- (5) Obayasi, S., Matsushima, K., Fujii, K., and Kuwahara, K., AIAA Paper 86-338, 1986.
- (6) Fujii, K. and Obayasi, S., AIAA Paper 86-513, 1986.
- (7) Yee, H. C., Warming, R. F. and Harten, A., J. of Comput. Phys., Vol. 57, 1985, pp. 327-360.
- (8) Yee, H. C., Klopper, G. H. and Montagne J. L., J. of Comput. Phys., Vol. 88, 1990, pp. 31-61.
- (9) Ni, R. H. and Sisto, F., Trans. of the ASME : J. Engineering for Power, Vol. 98, No. 2, 1976, pp. 165-170.
- (10) Verdon, J. M. and Casper, J. R., AIAA J., Vol. 18, 1980, pp. 540-548.
- (11) Hall K. C. and Crawley, E. F., AIAA J., Vol. 27, No. 6, 1989, pp. 777-787.
- (12) He, L., Trans. of the ASME : J. of Turbomachinery, 111, 1989, pp. 222-
- (13) 柴田貴範, 東京大学博士論文, 1997
- (14) Fransson, T. H., and Verdon, J. M., Proc. of the Sixth International Symposium : Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers, Sept. 1991, pp. 859-889.
- (15) Kaji, S., I Mech E, C282/80, 1980.
- (16) Bendiksen, O. O., AIAA J., 24-7 (1986), p. 1179

(株)豊田中央研究所におけるガスタービン要素研究

杉山 勝彦*1

SUGIYAMA Katsuhiko

1. はじめに

豊田中央研究所は、名古屋駅から東方に車で約1時間の、徳川家康が豊臣秀吉を打ち破り、その力を天下に示した小牧・長久手の戦い(1582年)で知られる名古屋郊外の長久手町に位置し、隣接してトヨタ自動車(株)が創立50周年記念事業で設立したトヨタ博物館がある。

当研究所はトヨタグループの基礎研究を担うことを目的として、トヨタ自動車を始めとする9社が出資して、1960年に設立された独立の研究所(株式会社)である。その研究分野はエンジン・車両などの自動車関連分野から新素材、物性解析、移動通信、計算機利用技術、バイオテクノロジーや環境問題等の広範囲な分野に渡り、今日的な問題から長期展望に基づくテーマまで、幅広く取り組んでいる。従業員は約950名で、その組織は技術分野毎の研究室で構成されており、年度毎に決定される研究テーマに対して、複数の研究室の研究者が横断的にプロジェクトチームを組み、推進される。ガスタービンについていえば、高効率圧縮機等の流力要素の研究は高速流体研究室、低エミッション燃焼器の研究は燃焼研究室の研究者が担当し、両研究室でガスタービンプロジェクトを推進している。もちろん、他研究室に所属する軸系、金属材料、セラミック材料分野の研究者も必要に応じて、チームに参加する体制になっている。

ここでは、高速流体研究室と燃焼研究室でのガスタービン要素の研究内容について紹介する。

2. ガスタービン要素研究

トヨタ自動車との協力体制の下で、当研究所においてはガスタービン要素技術の基礎研究を実施している。従って現在、当研究所にはガスタービンエンジンベンチはなく、各要素の単体性能試験装置及び流れ・噴霧・燃焼等の計測・可視化装置が設置されている。

2.1 遠心圧縮機の要素研究

この7年間は通産省の「100 kW 自動車用セラミックガスタービンの開発プロジェクト」に参画し、圧縮機技術開発の主担当として、高効率・広作動域遠心圧縮機の性能向上に関する研究を進めて来た。

小型(インペラ外径110 mm)とはいえ、高効率・広作動域が大型並に要求され、その技術開発には、実験デー

タの採取とその解析により蓄積された設計ノウハウ、流れのLDV計測及び数値計算の活用により高いレベルの半径流式入口可変案内翼付き単段遠心圧縮機を開発した。自動車用として、広い運転域に柔軟に対応させるため、インペラ入口部に半径流式可変案内翼(VIGV)を設けた。低い回転数では、流量変化への効果は小さかったが、高回転数での効率向上への寄与が大きいことがわかった。これは入口の流れに旋回を付与することによるインペラへの流入相対マッハ数が下がった効果と考えられた。

インペラはバックワード角を大きく取り、高効率化と広作動域化を狙うと共に、単段の翼列ディフューザとの適合の最適化を図った。定格点回転数10万rpm(圧力比5.4, 空気流量490 g/s)での断熱効率77.5%, 最良燃費点相当(回転数9万rpm, 圧力比4.1, 空気流量380 g/s)では入口案内翼の活用(設定角20度)により、断熱効率80.6%を達成した。単体性能試験装置の構造図を図1に、開発したガスタービンの圧縮機・タービン部分の断面図を図2に示す。また、圧縮機の性能線図を図3に示す。

2.2 希薄予蒸発予混合燃焼器の要素研究

前述の通産省プロジェクトでは、排気が清浄で燃料の多様化に対応出来、安定した燃焼特性を有する燃焼器への要求に対して、当研究所では、噴射弁の開発と拡散・希薄予蒸発予混合燃焼解析を担当した。乗用車に適用される厳しい10・15モード排気規制値に対して、特に触媒等の排気後処理装置なしで低NO_x燃焼を実現するために、燃焼方式としては、モード運転域では希薄予蒸発予

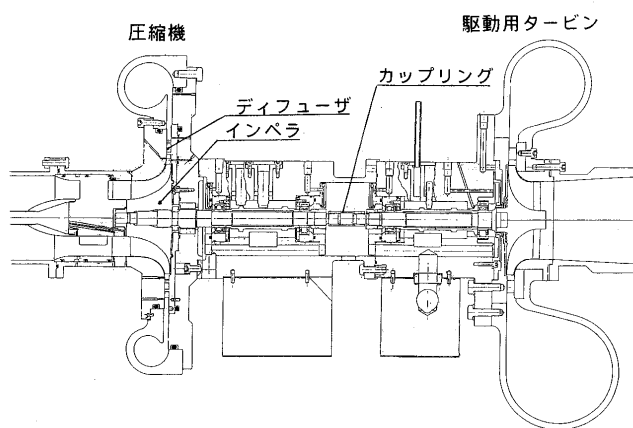


図1 圧縮機単体性能試験装置
(直管入口ダクト, 1方向出口スクロール)

原稿受付 1997年12月11日

*1 (株)豊田中央研究所

〒480-1131 愛知県長久手町長湫字横道41-1

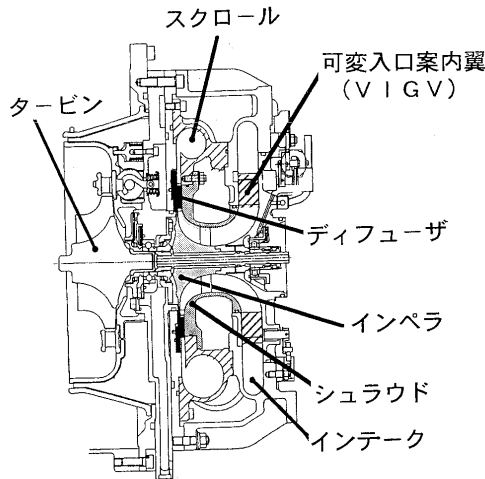


図2 可変入口案内翼付遠心圧縮機

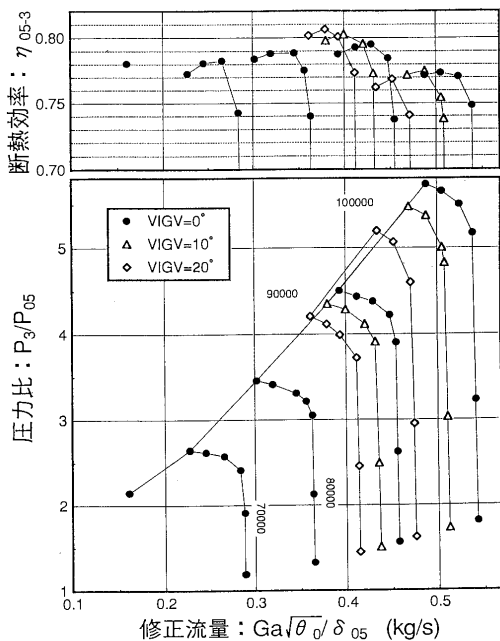


図3 圧縮機性能線図

混合燃焼 (PPL) を採用し、高負荷域では拡散燃焼と組み合わせた複合モード燃焼を採用した。2 個の噴射弁を持つ希薄予蒸発予混合燃焼器の基本コンセプトを図 4 に示す。ターンダウン比 10 以上、噴霧粒径 $60 \mu\text{m}$ 以下、噴霧角 $60 \sim 90$ 度の要求値を満たす噴射弁の開発及び蒸発部と旋回部からなる予蒸発旋回流路の最適化が燃焼実験、可視化実験、流れ・燃焼 (NO_x) の数値シミュレーション及び図 5 に計測方法の概略を示す 2 次元粒径・流速計測等から検討された。2 個の噴射弁は図 4 に示される様に、燃焼器中心軸に対してタンジェンシャルに配置された微粒化の良い単孔式エアアシスト噴射弁が採用された。

希薄予蒸発予混合燃焼での課題は逆火の防止と吹き消え特性の改善である。最初の設計では、予蒸発旋回流路を中心軸と同軸形状としたために、流れの偏りが生じ、

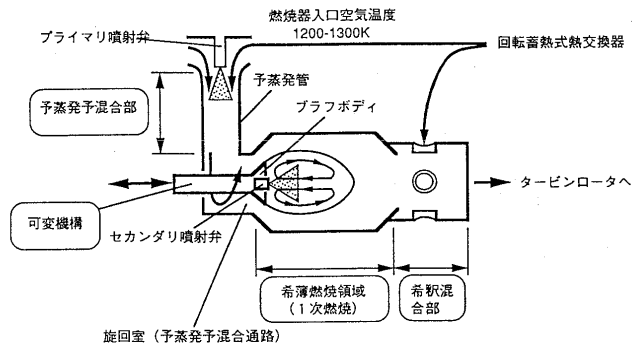


図4 希薄予蒸発予混合 (PPL) 燃焼器の概略構成

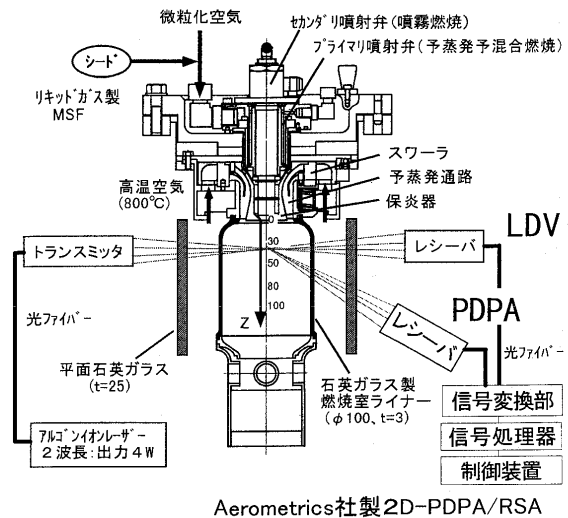
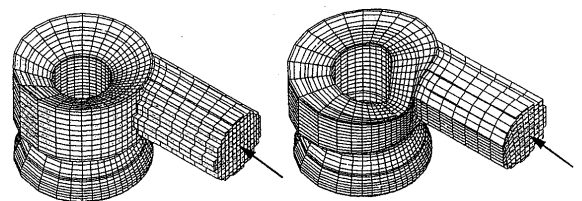
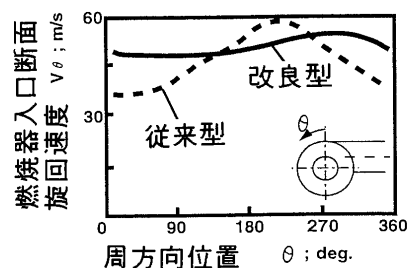


図5 粒径・流速計測及び燃焼可視化装置



従来型 (対称) 改良型 (非対称スクロール)

(a) 旋回流路形状



(b) 燃焼室入口旋回速度

図6 旋回流路の最適化 (数値計算結果)

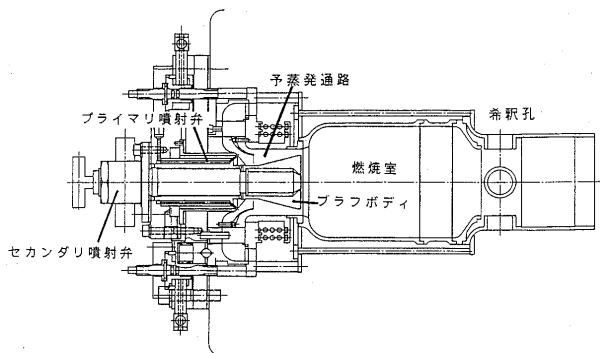


図7 タンデム型希薄予蒸発予混合(TPPL)燃焼器構造

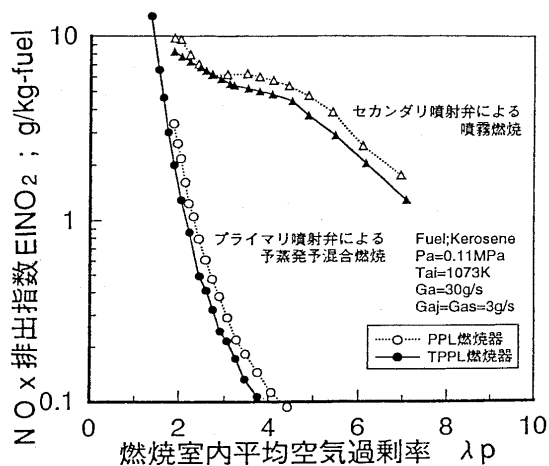


図8 TPPL 燃焼器の排気特性

逆火及び火炎の安定性が悪かった。図6に示す流れの数値解析結果から、この旋回流路をスクロール形状にすることにより、大幅な改善が達成できた。さらに改良を進め、噴射弁を含めた予蒸発予混合部をもう一方の噴射弁と同一軸上に配置した完全軸対称構造とする図7に示すタンデム型希薄予蒸発予混合 (TPPL) 燃焼器を設計・試

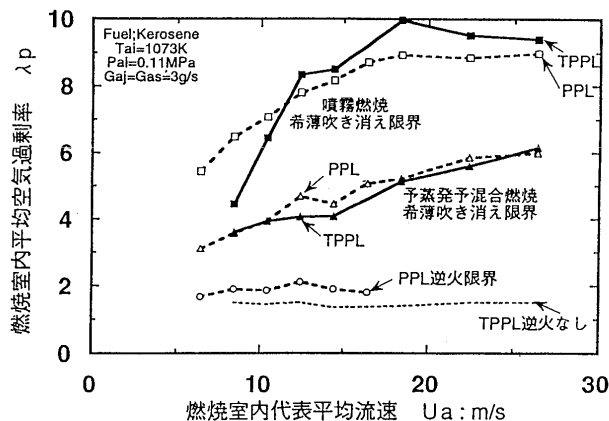


図9 TPPL 燃焼器とPPL 燃焼器における火炎安定範囲の比較

作した。特性評価した結果を図8, 図9に示す。NO_x 排出特性, 逆火及び吹き消え特性はさらに改善される結果を得た。

3. おわりに

㈱豊田中央研究所におけるガスタービン要素研究の概要を紹介した。1997年3月に通産省プロジェクト「100 kW 自動車用セラミックガスタービンの技術開発」は多くの成果と将来への課題を提案して終了したが、当研究所においては、省エネルギー、燃料多様化、環境保全に優れた特性を持つガスタービンの要素技術についてその高度化をさらに推進し、社会的ニーズに答えていきたいと考えている。

なお、ガスタービン関連研究として、自動車用ターボチャージャーの研究開発も高速流体研究室で実施している。高効率・広作動域な高過給ターボチャージャーの新コンセプトを提案し、その技術開発を進めているが、今回は紙数の関係で割愛した。

ノーザン・リサーチ・アンド・エンジニアリング・コーポレーション (NREC) ターボ機械技術コンサルタントの老舗

James H. Watts*¹, 半田 久侑*²
HANDA Hisayuki

キーワード: ターボ機械, コンサルタント, 圧縮機, ポンプ, 技術ソフトウェア, 5軸加工
Turbomachinery, Consultant, Compressor, Pump, CAE, 5-axis milling, CAM

1. はじめに

米国北東部に位置するマサチューセッツ州の州都、京都の姉妹都市でもあり古い歴史のある町ボストン、その郊外のウーバン市から1956年の創業以来日本を始め、米国、ヨーロッパ、中国、インド、韓国、他全世界400余社に圧縮機、タービン、ポンプ、燃焼器、その他ガスタービンに関連するあらゆるターボ機械技術サービスを提供してきたのがNRECです。80余名の専門技術者が流体理論、高速設計、数値解析、燃焼、熱交換、5軸機械加工、他の専門知識と経験を携え、顧客製品の設計・開発の請負、技術ソフトの開発と販売、そして特殊製品の製造販売を行っています。顧客には自動車、航空機、航空宇宙、航空機エンジン、重機械、等の業界における世界の名門企業が名を連ねています。

技術コンサルタントの性格上、顧客との守秘義務により公表出来ない部分も多く、NRECの活動状況の一部を最近の製品開発事例、ソフトウェア商品研究例を示して紹介します。

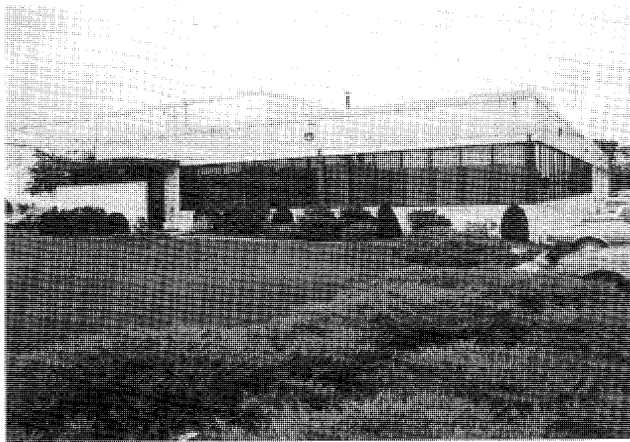


図1

2. 製品開発事例

NRECでは自社開発研究と受託研究を行っており、多くの新商品を世に送り出しています。例えば自社開発研究においては、米国海軍向けのターボシャフト・エンジン試験機としての空気式ダイナモメータを開発・商品化しました。これには、500~3,500馬力と2,000~20,000馬力に対応する2つのモデルがあり、トルク計測には±1%の精度を持つ自社開発で特許取得済のトルク・センサーが使用されています。軍用と民生用合わせて200台弱が世界中で稼働中で、日本でも10台が稼働しています。現在、圧力損失を最小限に留めながら厳しい熱応力サイクルに耐え、90%の温度効率を達成した特殊コア構造のプレート・フィン型熱交換器を開発中です。これは2つのモデルで30kWから200MWの用途に対応できる、安価で長寿命(80,000時間)な製品です。更にこの熱交換器と共にコージェネレーション、空調機用チラー、冷凍機、圧縮機の動力源として2軸式小型ガスタービン・シリーズ(30~250kW)を開発中です。その燃焼器は希薄燃料予混合乾式でNOx排出量は9ppm以下(15%O₂ 雰囲気)に抑えられています。この他、航空機キャビンの空調用としてエンジン駆動の空気遠心型圧縮機も開発・商品化しました。受託研究においては、マクドネル・ダグラス社からの例を見てみますと、ヘリコプターのテール・ローターを空気ジェットで代用させる為に必要となる可変ピッチ軸流ファンの設計開発があります。NRECではこの試作品を9カ月で完成させています。このロータの特長は4,500rpmで9kg/sから36kg/sの広い流量範囲で作動し、90.5%の効率を達成した点です。このファンを乗せたヘリコプターは「ノーター」の機種名で既に製品化されています。

3. ソフトウェア商品開発

NREC業務の中心にあるのがターボ機械技術ソフトウェアの開発とライセンス販売です。その基になる技術は他社または研究機関で開発されて公開されているもの又はその改良版ならびに自社開発のもの2通りがあります。いずれも社内実験等で実用に耐え得る事を確認の

原稿受付 1997年12月10日

*1 ノーザン・リサーチ・アンド・エンジニアリング

*2 (株)ズノス 〒106-0044 東京都港区東麻布3-4-18

うえでソフト製品に組み込まれています。最近、次の様な新商品も発表しています。

- Windows '95 又は NT で使用される遠心圧縮機の基本設計プログラム。Windows の機能を活かし、入出力データを同一画面に表示したり、パラメトリック解析も加わり、設計作業の効率化が計られています。入口ガイドベーンや低ソリディティ・ディフューザーも取り扱える様になっています。オプションとして冷媒の様な実ガスを扱うバージョンも提供されています。
- ポンプの基本設計プログラムも同様に Windows 版になり、設計最適化の有効手段となるパラメトリック解析が取り入れられています。
- 静止系および回転系の 2 つの座標系で同時に 3 次元粘性非定常解析の出来る CFD プログラムでは、ストリーム・シート毎の準 3 次元簡易計算機能が追加されました。計算時間が時間単位から分単位に縮まり、設計作業への応用が現実のものとなりました。このプログラムも PC に移行の予定です。
- 有限要素法に基づく軸受解析を使用しているのがローターダイナミクス解析プログラムです。軸受ハウジングや複数軸の解析も出来ます。

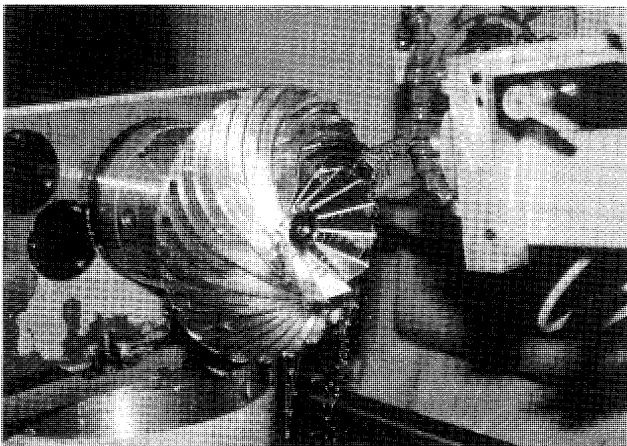


図 2

従来のターボ機械分野とは少し趣を異にした 5 軸機械加工ソフトも開発しています。精度の高い形状作成、少量生産への効率よい対応ができるもので、他の分野でも需要が多く有り、既に、世界中で 40 社以上のユーザーを数えています。

他には N/C 命令作成用のソフトを開発して販売しているだけでなく、社内外の加工要求に応じて遠心型インペラー、軸流翼、ブリスク、などの加工サービスも提供しています。2 台の 5 軸フライス盤を備え、850 mm の径まで対応出来ます。更に、シュラウド付の羽根車を一体

で削り出すソフトも開発中です。

最近のパソコンの進歩と普及により、技術計算用コンピュータも EWS から徐々に PC に移りつつあります。NREC でもこの動向に合わせて主力製品を Windows に移行中です。入出力データの取り扱いが一層楽になり、設計作業の効率化が計られることが期待されます。

4. ターボ機械ユーザー向けサービス

化学、石油、プロセス産業、他のターボ機械のユーザーからは、疲労破壊、振動、他に対処する為の性能改善、代替フロンを使用する際の圧縮機効率低下防止あるいは更に向上させる為の再設計、ターボ機械導入時の技術検討等を請け負っています。

また、ターボ機械のユーザー向けに、基礎技術教育や先端技術の普及と専門技術者の生涯学習を目的とした「NREC セミナール」を開講しています。

5. 設 備

ターボ機械コンサルティングの一連の業務には専門分野の技術者を助けるコンピュータ、試験装置、工作機械が必要になります。NREC では設計作業、ソフトウェアの開発、報告書作成、一般事務処理を目的として従業員各自に 1 台のパソコン、その他に複数台の EWS、そしてサーバーが LAN で継ながれて利用されています。実験室には 3 つのテストセルが有り、最大 1,000 馬力までの試験が可能です。試験データの収集と処理も自社開発のコンピュータ・システムで行われています。マシーン・ショップには前述の 5 軸フライス盤の他に、大型の垂直タレット旋盤、バランス装置、スピン・ピット、3 次元測定機、等のターボ機械開発には欠かせない装置が備えられていますのでターボ機械に係わる技術・製品の開発・商品化に対応できます。更に、NREC の周辺にはターボ機械の部品メーカーが数多くあり、自社の設備で不足する部分は外注で補う体制を整えています。

6. おわりに

ターボ機械分野の技術サービスを提供して行くには、常に、最先端の技術を追いかけて習得する必要があります。前述のシュラウド一体型加工技術、3 次元 CFD の設計への応用技術、損傷許容設計、他は複数企業参加のプロジェクト形式による開発が進行中です。この様に、常に最新技術の応用を念頭に置きながら、客先の要求に適切に応えることが技術コンサルタント・サービスの第一歩と考えていますので、皆様からのご要望を積極的にご提示頂ければ幸いです。

第13回国際エアブリージングエンジンシンポジウム (ISABE) に出席して

二村 尚夫*1
FUTAMURA Hisao

「エアブリージングエンジン」という名称も大分耳慣れてきた感があるが、この分野における国際学会であるISABEが、平成9年9月7日から12日まで、アメリカ合衆国テネシー州チャタヌガ市会議場で開催された。この会議は隔年開催であり米国での開催は第8回のオハイオ州シンシナチ以来10年ぶりである。私は通産省のHYPRプロジェクトの一環として実施しているラムジェットシステムの研究について発表させていただいた。8年ぶりの出席となった。

発表論文：今年で13回目を迎えたISABEは、ますます充実の度を加え、221件の論文発表申込があった。(第1回はわずかに48件、前回は159件なので前回の四割増し!)論文数の増加に応じ、全39セッションとなり、しかも6室で同時進行される方式となり、会議室を右往左往するも、目的とする発表が聞けない場合が多くなってきた。論文は予め前刷り集として印刷されるが、既に2分冊、1600ページほどになり、さらに印刷に間に合わなかった論文が40件配布されたため、全部で2000ページもの、超大作になった。今後、どこまで頑張れるか、気にかかるところである。

シンポジウム内容：開会式では、ISOABE会長のJ. Swihart (ボーイング社で1960年代にSSTのチーフエンジニアを務めた)がISABEの二十五周年を祝い、各国の代表(九州大学の難波先生は第一回からの日本代表)に賛辞を送るとともに、何故、航空エンジンの学会を作る必要があったかを思い出して欲しいと述べられた。(時は、1972年、ボーイングSSTがキャンセルされ、ラムジェット、スクラムジェットはロケットに取って代われ、アフターバーナーは騒音の元凶とされていた。ジェットエンジンは市民権を得るため、以後、騒音、燃焼排気物質の低減に心血を注ぐこととなった。そのためには、国際的な情報交換の場が必要だった。)招待講演のトップは、NASAルイス研究所のRusso女史で、NASAの掲げた三本の柱について述べた。会議初日で耳がついていけなかったが、後日、NASAホームページでやっと理解した。次は、MTU(ドイツ)のBroichhausen博士。最近の民間エンジン開発に関し、ラビッドプロトタイプピン

グとコンカレントエンジニアリングで開発期間が1/2、1/3になっていると説いた。そして、HYPRの番。通産省工業技術院岡崎開発官が総括を述べられた後、HYPR石澤常務がHYPRプロジェクトの成果について丁寧に説明された。聴衆は非常に高い関心を示していた。初日最後の招待講演は米空軍のCurran博士。原子力エンジンを研究していたというから、相当のお年のはず。スクラムジェット研究について40年の歴史をひも解かれた。最近の話題では、1999年に予定されているHYPER-X飛行計画(M5, 7, 10)に触れられた後、フランス、ドイツ/ロシア共同、日本各国の研究を紹介された。HYPER-Xのレプリカが会場に飾ってあった(写真1)。その他、個別のセッションの内容については、講演論文をご覧いただきたいが、高速機用エンジンに関する実験研究がかなりの部分を占めており、実用化に欠かせない大規模試験を合理的に進めるため、試験設備の共同使用など、相互理解に基づく国際的な研究協力の計画推進が今後重要な課題になりつつあると感じさせる。

見学会：今回のISABEの目玉は本シンポジウムを主催するアーノルド技術開発センター(Arnold Engineering Development Center)の見学である。ここは、世界最大の航空機、航空エンジンの実験、開発を行っている機関である。米空軍のMateriel Commandに所属し、軍用機の空力、エンジンの高空試験を担当している。また、最近では民間の研究を積極的に請け負っている。当所設立の由来は有名な話であるが、第二次大戦末期、米陸軍航空部隊司令官、Henry H. Arnold大将が戦後の米空軍の長期計画をTheodore von Karman博士に検討を依頼した。その答えとして、ドイツが戦時中にジェット機やロケット機を相次いで開発できた理由として、風洞や地上試験設備が有効であったことを調査団が答申した。この答申に基づき考案された新しい研究開発センターは、巨大な設備と周辺への騒音防止のための広い敷地と、風洞空気とエンジン排気ガスの冷却のための大量の水と、設備を運転するための大電力が得やすい場所が必要とされた。調査の末、1950年にテネシー州の現在地に建設が開始され、1951年にトルーマン大統領に献呈され、大統領はアーノルド将軍の名を冠しArnold Engineering Development Centerと命名し、1953年に運転が開始された。

見学当日は午前中に試験関係の特別セッションがあり、

原稿受付 1997年12月10日

* 1 川崎重工工業株式会社ジェットエンジン事業部研究開発部
〒673-0014 兵庫県明石市川崎町1-1
(現在 科学技術庁航空宇宙技術研究所 原動機部勤務)

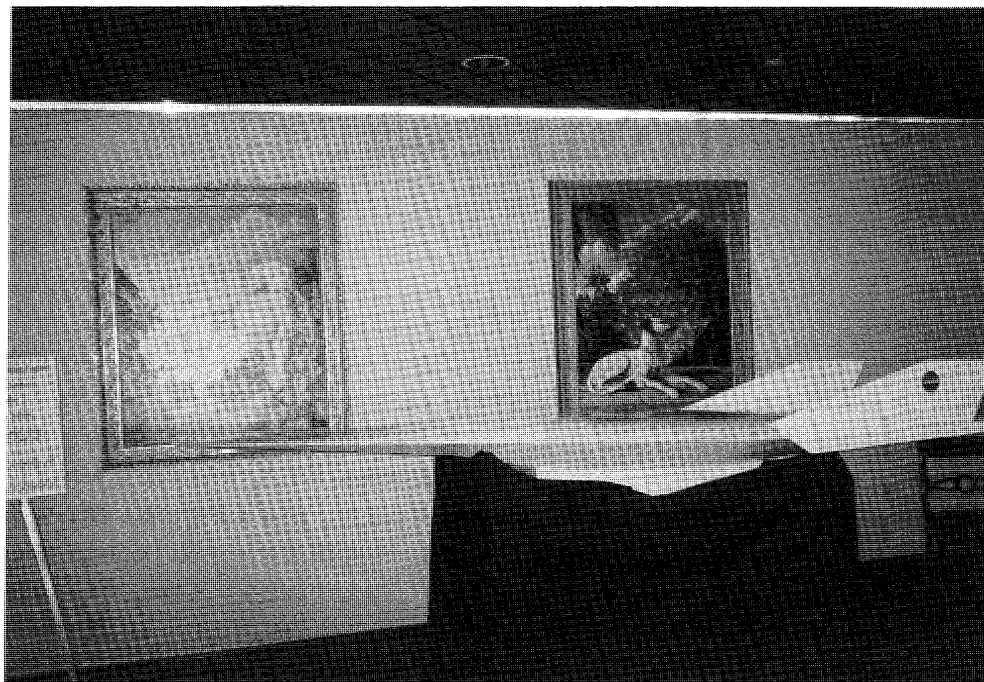


写真 1 HYPER-X レプリカ(会議場内)

AEDC についてもその場で詳しい説明があった。11 時にアーノルド空軍基地から 5 台のチャーターバスがホテルに到着し、参加者はボックスランチを手に手に、バスに乗り込んだ。各バスには、二名ずつの兵士が同乗し、AEDC をビデオで説明してくれた。テネシー川沿いから、丘陵地帯に長い坂道を登り、黄金色に実ったトウモロコシ畑を横目に、高速 24 号線を西に 1 時間 15 分ほど走ると、AEDC のある Tullahoma に入る。高速道路のジャンクションから 5 分ほど松林の中を走り、めざす基地に着く。衛兵のいる金網のゲートから内側は撮影、録画一切禁止であることは言うまでもない。構内は混合樹林帯の疎林を切り開いたもので、土地は平坦である。設備の見学の時間割は手際よく、バスごとの班割りで、次の各所を見学した。

ASTF (Aeropropulsion Systems Test Facility) : C2 と呼ばれるエンジンの航空試験設備である。建て屋に入ると、そこには、PW 4084 ターボファンがデンとおいてある。このエンジンは世界最大クラスであるが、周りのものすべてが大きいので、大きくないような錯覚に陥る。実際に近寄れば大迫力である。設備の空気源では 44 PSI に昇圧された後、膨張タービンで冷却する。また、灯油バーナーで加熱することもできる。フリージェット試験能力を持ち、45 度まで迎角を振ることができる。100,000 ポンド推力クラスのエンジンの高空性能試験(最高 M 3.8) が実施可能である。30 MW の排気ブロウが 4 基、それより大き目のものが 8 基あり、これを並列、2 段、3 段に配管を切り替えて、最低で 0.5 PSI での排気を可能としている。最大出力 600000 馬力である。ASTF の配管は全ステンレス製であり、耐久性が格段に向上している。

PWT (Propulsion Wind Tunnel) : これは、4 T, 16 T, 16 S と呼ばれる三つの流路を持つ風洞である。それぞれ $\square 4$ ft, $\square 16$ ft の回流式遷音速風洞、超音速風洞になっている。見学したのは、16 S である。テストセクションは台車になっており、鉄道線路が組み立て室から敷設されている。スケールモデルの全機空力試験、インテーク試験が実施できるほか、排気を外部に放出してエンジンのフリージェット試験も実施可能である。吹き出しノズルは可撓壁で吹き出しマッハ数を変更する。16 フィートの幅から、最高マッハ数では 3 インチにまでスロートが狭まる。巨大なものであるが、建設後 40 年を経て老朽化が進み、ダクトから錆が発生して計測に支障が出ているという。今後配管はステンレスに変更する予定であるという。

APTU (Aerodynamic Propulsion Test Cell) : これは、間欠式のフリージェット試験設備であり、NAL 角田のラムジェット試験設備、RJTF の兄貴分である。マッハ 1.3~4.7 高度~9000 ft までの試験が可能である。現在これを M 8,100 kft に増強中である。小じんまりしたコントロールルームはテストセルから土手を隔てて設置されており、角田の設備と同じ防御思想である。低圧室は長さ 13 m, 直径 5 m (角田は長さ 6 m, 直径 3 m) で、アクセスは跳ね上げ式である。吹き出しノズルは首を振って迎角特性を調べることができる。かなり古い設備で、もともと 60 年代に海軍が所有していたものを 70 年代になって当地に集約移設したものである。コントロールルームでは、Sverdrup 社の Stalling 氏が説明してくれた。氏は今回の ISABE の実行委員会のメンバーである。試験条件は、吹き出し全圧と、吹き出し温度を調節することで行っており、風量の調節は行っていない。

これも角田と同じである。気蓄は以前は大型の空気源から導いていたが、最近では経済性から小型のモーターで一晩中かかって貯めているという。得られたデータはメインフレーム、VAXなどのコンピュータで処理する。これには、専門のスタッフ部門があたる。

レセプション：ISABEでは毎回、開催地の名所で開催国実行委員会主催のレセプションが開かれるのが恒例である。今回は、チャタヌガ市の後援を得ており、初日の講演が終了した後、同市にあるテネシー水族館で、一般展示終了後、貸し切りで行われた(写真2)。ロビーで知り合いを見つけて、旧知を暖めるなど歓談しながら、しばらく過ごし、三々五々、水族館を見学する。この水族館は米国内でも有数のもので、特に淡水系の水棲生物の展示が素晴らしい。エスカレーターで最上階に上がると、中央は一階まで吹き抜けており、その吹き抜けに沿って螺旋のスロープが一階まで続いている。このあたり、車椅子の人でも楽しむことができるよう配慮が為されている。ちょうどテネシー川の上流から下流に向かって下るように、山岳部の魚類から、河口のメキシコ湾の魚類

までが次々と現れてくる。

歴史的には、テネシー州は南部に属し、チャタヌガでは南北軍の激戦があった。また、同時期に鉄道がシカゴからチャタヌガまで開通し、グレン・ミラーの曲で有名な「チャタヌガチューチュー」の愛称で親しまれた。米国史上でも有名なテネシー川開発公社(TVA)の本部もチャタヌガ市にあり、現在テネシー川流域に存在する湖はそのほとんどが、水利と発電のためのダム建設によって作られた人造湖である。大自然と人間の英知が共存するテネシーの地を存分に堪能した一週間であった。

第14回 ISABE について

次回のISABEは1999年の9月5～10日にイタリアのフィレンツェで開催される予定である。

終わりに：本シンポジウムのAEDC見学に関しては、日本政府関係官庁、在米大使館各位に格別のお計らいを頂き、学会側に事前にご通知いただき、不都合なく見学会に参加できた。ここにあらためて御礼申し上げる次第である。



写真2 テネシー州立水族館(レセプション会場)

第8回ターボ機械の非定常空気力学及び 空力弾性学に関する国際シンポジウム

渡辺 紀徳*¹

WATANABE Toshinori

標記シンポジウムが1997年9月14日から18日まで、スウェーデンのストックホルムにある王立工科大学を会場に開催された。今回のホストは振動翼列に関する研究で著名な同大学のFransson教授が務められた。前回の第7回シンポジウムは谷田教授（組織委員長・東海大学）、難波教授（実行委員長・九州大学）のお世話により、1994年に福岡で成功裏に開催されたが、今回はそのおかげもあってか、福岡以前に比べると日本からの参加者がかなり増加した。

本シンポジウムは翼列非定常空気力学の専門家国際会議としてすっかり定着した感があり、今回も常連の参加者のほとんどが顔を見せて、活発な討論を繰り広げた。従来から単一セッション主義が堅持されており、そのために採択論文数が限られるので、論文数を絞るのに学術委員会が苦勞されたと聞いている。新しい企画として、会議に先立つ9月11日から13日までの3日間にわたり、若手研究者・技術者を対象とする非定常空気力学・空力弾性学の講習会が催された。参加した方々には好評だったようである。

採択された論文は54編であり、国別の内訳は、米国13、日本13、英国6、ドイツ5、フランス、スイス、ロシア、スウェーデンが各3、ポーランド2、中国、エジプト、ウクライナが各1であった。福岡でのシンポジウム以前に比べると、日本からの発表論文数が大幅に増加しており、日本におけるこの分野の研究の活発さと、福岡での開催により本シンポジウムが日本の多くの人々に周知されたことが表れていると言えよう。

会議では4日間で15のセッションが開かれた。内容は、「振動翼まわりの非定常流理論解析」と題されるものが最多の6セッション、これに対応する「実験」が2セッション、「圧縮機流れ不安定」および「翼列間干渉」がそれぞれ実験と理論で2セッション、「空力弾性干渉」が2セッション、その他「一般非定常現象」が1セッションであり、各セッションで3編から4編の論文が発表された。近年の各会議で設けられてきた特別講演のセッションは開かれなかった。発表された論文の個々の内容を見ると、振動翼列の非定常空気力学に関するものが27編、動・静翼列干渉やガストおよびwakeと翼列との干渉に

関するものが13編、空力と弾性の連成問題に関するものが7編、衝撃波および境界層の非定常挙動に関するものが6編、旋回失速・旋回キャビテーションに関するものが6編、フラッター抑制に関するもの3編、空力音響に関するもの3編、などとなっている。（複数分野に跨るものは重複して数えている。）全体的には今回は振動翼列に関する論文が目立って多かった。研究手法で分類すると、理論的解析13、実験的手法21、数値解析30、（重複あり）であった。

この分野の研究は、以前は翼列フラッター、旋回失速、サージングなどの不安定現象を扱う専門分野の観を呈していたが、近年は動・静翼列干渉、非定常境界層挙動なども含み、本来非定常であるターボ機械内部流れを全体的に視野に入れるものへと変容して来ており、これには粘性流CFDの発達も深く関与している。前回の福岡大会では研究分野の拡大傾向が顕著であったが、今回もこの傾向は続いていると言える。ただし、今回は数の上では振動翼列問題を扱うものの多さが目立った。それも、空力と構造の連成を、少なくとも意図としては重視している研究発表が増加しており、これは生産現場での実際的な非定常問題に対処する研究へのニーズの高まり、および実際に生産段階で翼の振動問題を解決するために多大な努力が為されつつあることを反映していると考えられる。

CFDについて見ると、粘性流方程式をストレートに数値解析した研究は前回と比べてそれほど増加しておらず、何らかの形で非粘性解析や線形化方程式を利用するものが目立った。これは、大型の計算機で大規模数値解析を比較的自由に実施できる環境が、世界的に得難いことの表れである。設計への適用を考えるなら、ワークステーションで現実的な計算負荷に収まる計算手法が必要となるのは当然であり、計算の合理性を保ちつつ効率化を促進する方向の研究が盛んに行われている。また、今回の会議では、複数の手法を用いて数値解析した結果を自ら比較し、現実的な適用性や精度を論じる論文も散見された。計算精度の向上と信頼性の確立のために、こうした努力は非常に重要である。

衝撃波を含む遷音速非定常流れ、動・静翼列干渉流れ、ガストと干渉する境界層など、流れの非線形性や粘性の役割が重要となる複雑な流れに関して多くの研究が行われ、様々な資料が出てきているが、これらの資料を総合

原稿受付 1997年12月19日

*1 東京大学 工学系研究科

〒113-8656 文京区本郷7-3-1

して現象を深く理解し、一般的な知見を抽出する、という段階に到るにはまだ道のりがある。このためには計算負荷が膨大とはいえ、粘性流の数値解析が極めて重要な手法となる。今回の会議でも、現象の把握という点で大変興味深いCFD解析が、遷音速翼列フラッター、旋回失速セル内部の流動状況、遠心インペラーとディフューザーとの干渉流れ、等に関して見られたが、乱流の取り扱いなど計算手法の更なる発展を含めて、粘性流解析の研究を精力的に継続して行くことも、重要な方向である。

一方、この分野では現在でも解析的な手法が極めて重要な位置を占めており、今回の会議でも旋回流の非定常擾乱への影響を検討したものや、フラッターの音響制御を解析したもの、遷音速フラッターに対する振動方向の影響を扱ったもの、超音速翼列流れの新たな不安定性を示唆したものなど、特色のある解析が発表された。

実験的研究では、翼列間干渉を扱ったものと、振動翼列まわりの流れを扱ったものがほとんどであった。多くの実験研究がCFDと並行して行われており、両者の統合が現象の解明に多大な貢献をするであろうことが、一般的な認識となっている。本シンポジウムでかつて実施されたワークショップで二次元振動翼列実験のデータがまとめられ、Standard Configurationとして供されており、理論解析・数値解析にとって貴重なデータベースとなっている。このデータベースを発展させ、三次元の参照データをまとめよう、という話がかつて提案されたと聞かすが、実現されていない。これがまとめられれば将来の研究にとって貴重な資料となるであろう。

この他会議場のロビーでは、小規模ではあるが展示会が行われ、計測器メーカー、航空会社、エネルギー関連企業などが出展していた。また、17日(水)午後には見学会が催され、スウェーデン航空研究所(FFA)を訪問して、各種研究設備を見学した。

会議の参加登録者は全部で107名であったが、開催国スウェーデンの21名、米国の20名に次いで、日本19名

となっており、参加者の人数でも日本は大変多かった。この会議は当該分野の指導的立場にある、互いに良く知り合った方々を核として各国から研究者が集まり、単一のセッションで充実した討論を行うことが特色となっている。今回もこの路線は有効に機能し、有益な情報交換や議論が随所で行われた。

初日の日曜日には市内観光バスツアーがあり、建物が水面にゆったりと映えるストックホルム市内を鳥瞰した後、Hotel Sergel PlazaでGet Together Partyが行われた。月曜日の夜には、ノーベル賞授賞式後のパーティーが行われることで有名なストックホルム市庁舎で、市主催のレセプションがあり、市議会の会議室に案内されたりして楽しんだ。シンポジウム晩餐会は、1628年に処女航海でストックホルム湾に沈没した戦艦Vasa号を、1961年に引き上げて展示しているVasa博物館で行われた。会には美しい歌声の合唱が添えられ、和やかな雰囲気の中で旧交を温めたり、新しい親睦を深めたりすることができた。また、我々の分野では普段接することの比較的少ない北欧の人々と、親しくお話しする機会を得たのも貴重な経験であった。言わずもがなのことかも知れないが、会議への参加コストはかなり高額で、東京よりもコストパフォーマンスの悪い地域を見出したのも新鮮な体験であった。

次回のシンポジウムは、以前から候補地となっていたリヨンで開催されることが、学術委員会で正式に決定された。開催時期については現段階では不確定な要素があり、2000年をベースに今後詰めの検討が行われるようである。次回も今回と同様、会議が盛大であることと、日本から多くの方々が参加されることを願っている。付記：その後、難波先生からご教示頂いたところでは、三次元データベースについて今回の学術委員会で議論され、Fransson教授がまとめ役となって資料を集めることが確認された、とのことである。有用なデータベースの整備が期待される。



The 8th ISUAAT in Stockholm, Sweden, September 14-18, 1997

大形排水ポンプ駆動用 L 形ガスタービン「LGT-01」

岩本 敏昭*1, 中川 貴文*1
 IWAMOTO Toshiaki NAKAGAWA Takafumi

キーワード: L 形ガスタービン, ポンプ駆動用, 航空転用形

1. はじめに

近年, 急速な市街化の進展により, 浸水時被害の甚大化や出水時の高速化が進む中, 治水安全度をより高めていくためにも排水機場が大形化される傾向にあり, その重要性もますます高くなっている。

これに伴い, 大形排水ポンプ駆動用原動機として, 機動性と信頼性に優れた航空転用形ガスタービンの適用が検討されている。さらに, 出力タービン部を立軸化した L 形ガスタービンは, 横軸ガスタービンでは出力軸方向を立軸に変換するために不可欠であった, 傘歯車減速装置が不要となるため, 排水機場のコンパクト化が可能となり, 建設費の大幅な縮減が実現できる (図 1 参照)。

このコンセプトは建設省の注目を集め, 勸先端建設技術センターに, ポンプ駆動用に適合した出力軸立形ガスタービンの検討を目的とした「ガスタービン技術研究会」が設置された。本研究会の中で, 平成 7 年度には L 形ガスタービンは技術的に十分実現可能であることが確認され, 平成 8 年度には開発機の実証試験要領が決定された。

川崎重工業では, 陸船用として豊富な実績を有する英

国・ロールスロイス社製航空転用形ガスタービンをベースに, 平成 7 年に L 形ガスタービン「LGT-01」の開発に着手した。平成 8 年に開発機の製造開始, そして平成 9 年 4 月より排水機場での運転状態を想定した実機実証試験を行い, ポンプ駆動用原動機としての適合性を確認し, 同年 8 月には開発を完了した。

2. 「LGT-01」の特徴

図 2 に実証試験中の「LGT-01」外観写真, また表 1 に「LGT-01」基本要目を示す。この LGT-01 は 15,000 PS 級で, 流量 50 m³~100 m³/秒の国内最大級のポンプを駆動することができる。

図 3 に「LGT-01」組立断面図を示す。ガスゼネレータは従来同様, 水平配置のまま出力タービン部のみを立軸化しており, 両軸系が直交した L 字形構造になっている。したがって, 航空用あるいは航転形ガスタービンとして実証された高い信頼性と急速始動性を有しているガスゼネレータには何ら手を加えることなく, 出力軸立形ガスタービンを構成することができる。

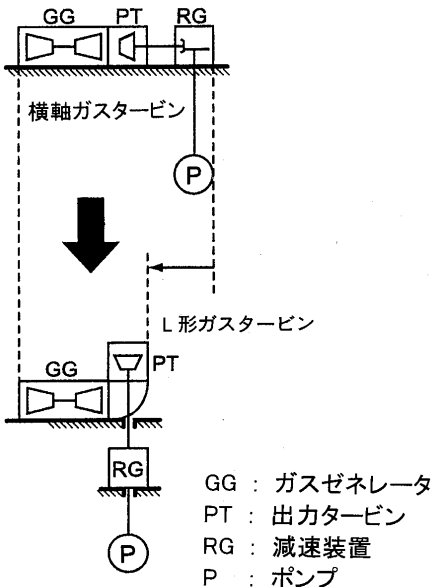


図 1 L 形ガスタービンによる排水機場のコンパクト化

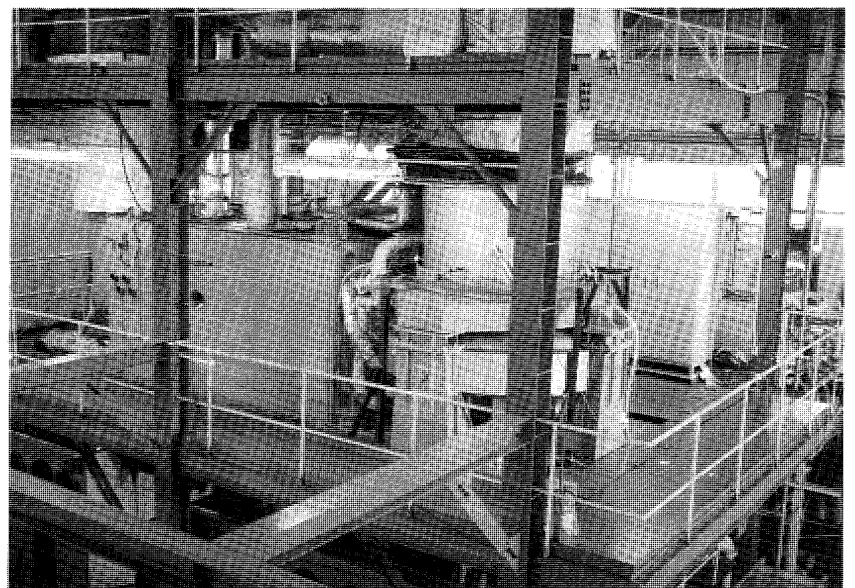


図 2 「LGT-01」外観写真

原稿受付 1998 年 1 月 7 日

* 1 川崎重工業(株) 〒 655-8670 神戸市中央区東川崎町 3-1-1

また、「LGT-01」はこうした利点に加え、ベースとなる横軸ガスタービンの特徴もそのまま継承している。

- ① 共通台板の上に機側制御装置、消火装置、ガスゼネレータ潤滑油装置等の補機類がコンパクトに装備されているため、排水機場内でこれら機器の設置スペースが節約できる上に、現地での据付作業も容易である。
- ② 自社開発のデジタル式燃料制御装置を採用しており、排水機場毎に異なる運転操作や保守管理面についても柔軟な対応が可能である。

3. 開発のポイント

1) 基本方針

開発期間の短縮と信頼性継承のため、ベースエンジンの構造を極力流用した。

2) 性能面

ガスゼネレータからの流れを直角上方に曲げる中間ダクト部は新設計となるため、数値流体解析(CFD)および模型試験により、偏流、圧力損失共に小さく、適正な流路形状であることを確認した。

3) 構造面

中間ダクトの構造強度、軸振動、各部支持装置での熱伸び吸収機構や支持剛性、軸受潤滑方式等についても入念な検討を行い、問題のないことを確認した。

4) 保守・整備性

事前に出力タービン部全体の実寸大モックアップを製作し、各部の組立・分解が問題なくできることを確認した。

4. 実機実証試験

(財)先端建設技術センターの「ガスタービン技術研究会」で承認された実機実証試験要領に基づいて、始動特性試験・再始動試験・負荷試験・負荷変動試験・耐久試験等を実施し、全ての判定基準を満足することを確認した。図4に一例として、再始動試験時の状態量の時間的変化を示す。また、耐久試験後、出力タービン部開放検査を行い、各部に問題のないことも確認した。実機実証試験での累積運転時間は150時間を超え、累積起動回数も200回を超え、「LGT-01」のポンプ駆動用原動機としての十分な適合性が実証できた。

表1 「LGT-01」基本要目

機種		LGT-01	
構成	軸流圧縮機	16段	
	圧縮機タービン	4段	
	出力タービン	2段	
性能	軸出力	~ 15,000PS	【標準運転条件】 大気圧 : 920hPa 吸気温度 : 37°C 吸気/排気損失 : 100/300mmAq 燃料低位発熱量 : 42,700kJ/kg
	出力タービン回転数	~ 5,000rpm	
	燃料消費率(公称値)	195g/PS·h	
	使用燃料	軽油、灯油またはA重油	
使用潤滑油	ガスゼネレータ	合成タービン油	
	出力タービン	添加タービン油	
モジュール外形寸法	全長: 約 7.8m 全幅: 約 2.8m 全高: 約 3.7m		
質量	約 33t		

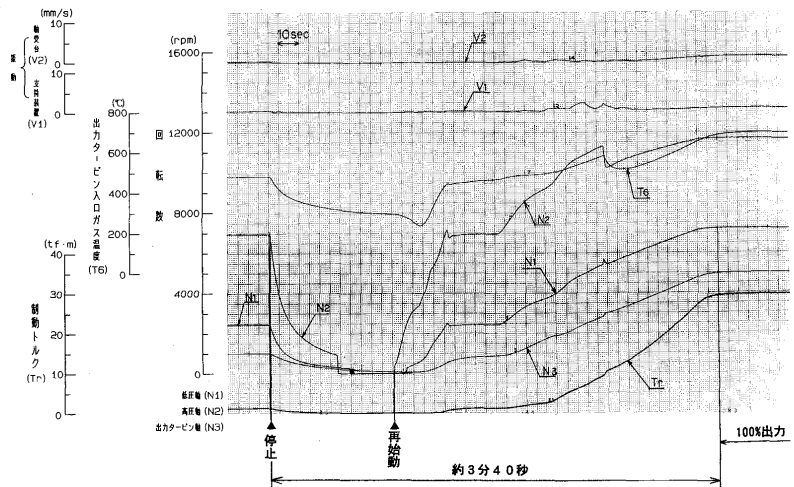


図4 再始動試験結果

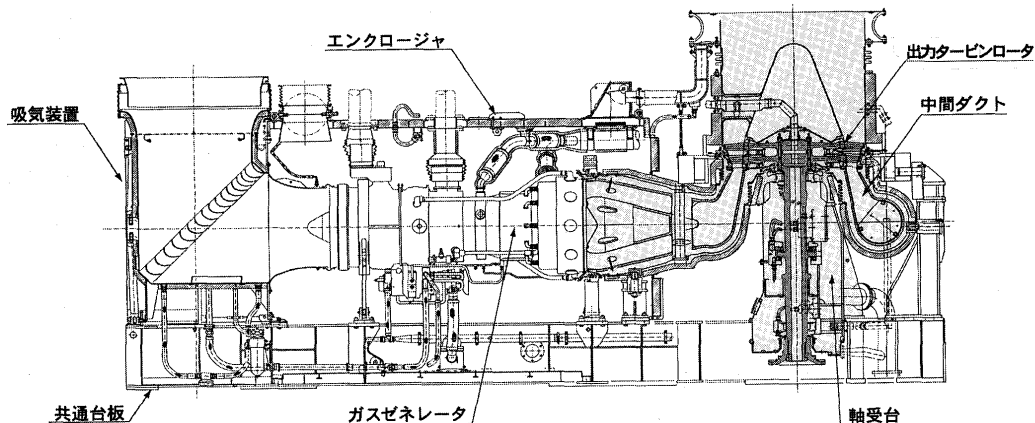


図3 「LGT-01」組立断面図

ポンプ駆動用 MFT-8 L 形ガスタービン

上松 一雄*¹, 益田 将寛*¹
UEMATSU Kazuo MASUDA Masahiro

1. はじめに

近年、洪水時の河川排水や下水雨水排水を目的とした排水機場のポンプ駆動用原動機として、冷却水を必要とせず、騒音・振動が小さく地球環境に優しいガスタービンが採用されつつある。

一方、排水機場の省スペース化、及び建設費縮減化のニーズの高まりから排水機場のコンパクト化が望まれており、ポンプ駆動用ガスタービンの立軸化により原動機室の設置スペース縮小化・機場のコンパクト化を実現する。

今回紹介する「MFT-8 L 形ガスタービン」は、通常の高圧縮機タービンのみを横軸 MFT-8 ガスタービンの出力タービンとして、航空機用エンジンとして 14,000 台以上の実績を有する JT 8 D を転用した信頼性が高い GG 8 をそのまま使用し、開発の容易な出力タービンのみを横軸 MFT-8 ガスタービンの出力タービン

従来のポンプ駆動原動機は、横形原動機と傘歯車減速機を組合せて、出力軸は減速機から垂直にポンプを駆動すべく配置されていた。今回開発した L 形ガスタービンは、出力軸を直接ガスタービンから垂直に出す事でポンプ場の機場平面積の縮小化、建屋構造の簡素化を可能とする。

図 1 にこの効果を図示する。

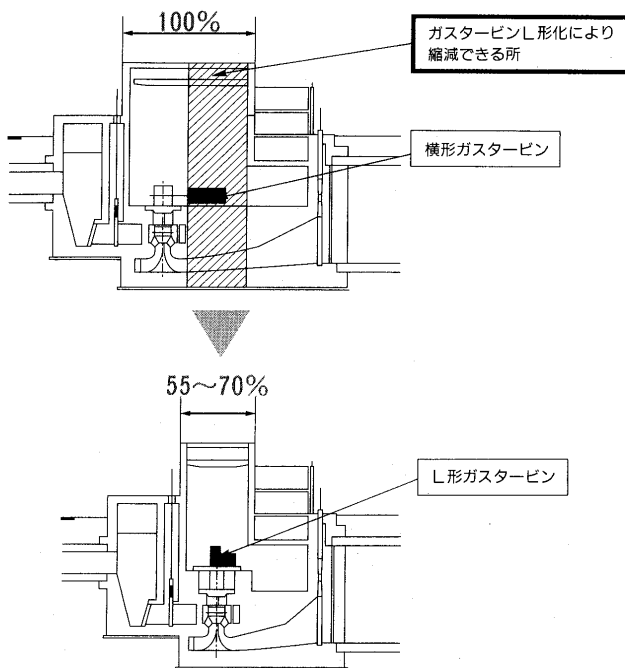


図 1 L 形ガスタービンポンプ場平面積縮減効果

原稿受付 1998 年 1 月 12 日

* 1 三菱重工業(株)高砂製作所

〒 676-0008 高砂市荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号

2. MFT-8 L 形ガスタービンの特徴

MFT-8 L 形ガスタービンは、回転数制御範囲が 20~100% と広く、起動時間も 3 分と短い、ポンプ駆動用に適した単純開放サイクル 3 軸式ガスタービンである。

図 2 にガスタービン本体断面図、図 3 にパッケージ内構造図を示す。表 1 に主要目を示す。

構成としては、通常の高圧縮機と今回開発した立軸出力タービン及びこの両者を結合して 90 度ガス流れを方向転換する中間ダクトから成り、L 形状となっている。

ガス発生機 (P&W 社製) には、航空機用エンジンとして 14,000 台以上の実績を有する JT 8 D を転用した信頼性が高い GG 8 をそのまま使用し、開発の容易な出力タービンのみを横軸 MFT-8 ガスタービンの出力タービン

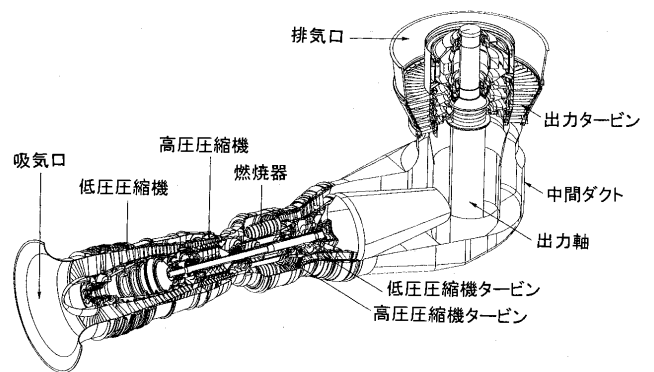


図 2 MFT-8 L 形本体断面図

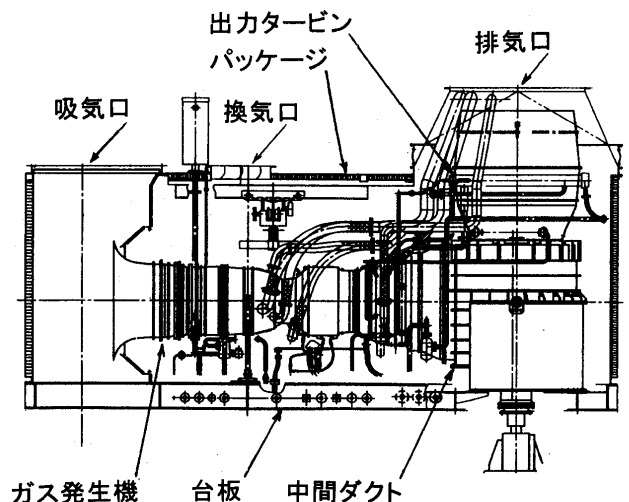


図 3 MFT-8 L 形パッケージ内構造図

ンに改造を加えて立軸化したものである。
 主な開発のポイントは、次の通りである。

①低損失中間ダクト

流動解析、模型試験により低損失かつコンパクトな形状を開発。

②振動対策（剛支持、与圧形ローラ+軸受ダンパ）

高い重心位置となるパワータービンの振動防止のため徹底した剛支持とし、また軸振動の防止のため、ローラ軸受ガタ0とすべく外輪内側を与圧がかかる形状とし、かつ外側にオイルフィルムダンパを採用。

③軸受の確実な潤滑油シール及び排油

立軸化による油漏れの防止のためシール構造と排油システムを強化。

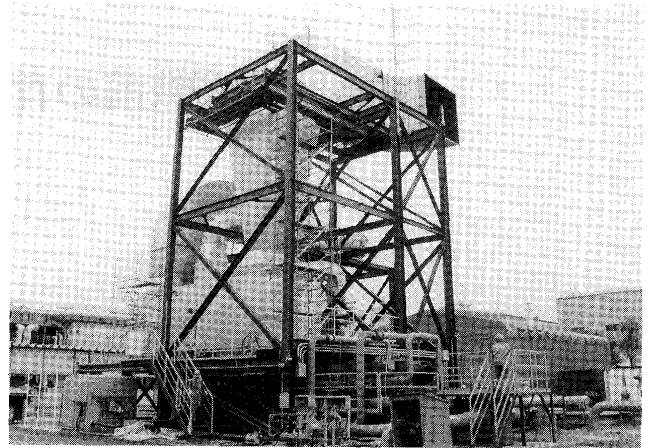


図4 工場試験設備

表1 主要目

構造	形式	単純開放サイクル3軸式
	ガス発生機	圧縮機：軸流式 低圧8段 高圧7段 燃焼器：キャニュラ形 9個 タービン：軸流式 高圧1段 低圧2段
	出力タービン	軸流式 3段
性能	最大出力	23,000 PS
	燃料消費率	約180 g/PS/hr(最大出力時)
	排ガス温度	約500°C
	定格回転数	4,000 rpm
	使用燃料	灯油, 軽油, A重油, 都市ガス, 他
	適用出力	7,000 PS~23,000 PS
	適用回転数	1,000 rpm~4,000 rpm
	出力条件	吸気圧力 920 hpa/吸気温度 37°C 吸気損失 100 mmAq/排気損失 300 mmAq

3. 実機実証試験

MFT-8 L形ガスタービンは、1997年9月~10月に図4に示す設備により実機実証試験を実施した。この結果、図5に例として示すデータの他、多数のデータを取得しポンプ駆動用としての適合性や開発項目に対する検証を完了した。(ガスタービンの軸トルクは、20,000 PS仕様の水動力計2台を直列に接続し計測しており、図5における軸トルク(1)(2)で示している。よって、ガスタービンの全トルクはこれらの和となる。)

機能試験の項目は、以下の通り。

- ①始動特性試験：3分以内の始動
- ②停止試験
- ③負荷試験：25%~110%負荷
- ④過速度試験：105%回転
- ⑤再始動試験
- ⑥可変速試験
- ⑦耐久試験：100時間以上の運転

4. 立軸ガスタービンのシリーズ化

当社では、MFT-8 L形ガスタービン以外に小出力領域に適用すべくガスタービン全体を立軸化し20~30%のポンプ場平面積縮減を果たす立形ガスタービンも開発

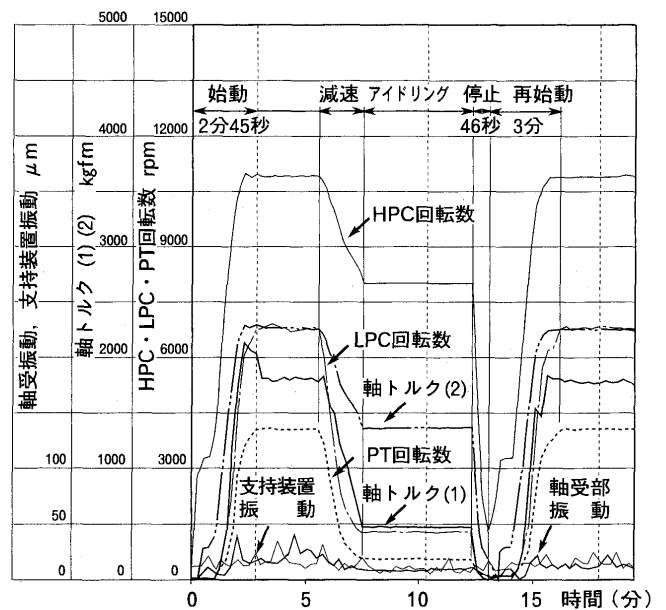


図5 始動・停止・再始動チャート

表2 ポンプ駆動用立軸ガスタービンシリーズ

形番	適用出力(PS)	製品化時期
MGM 500 (立形)	100~ 500	平成10年3月予定
MGM 1500 (立形)	500~ 1,200	平成10年11月予定
MGM 3000 (立形)	1,200~ 2,800	平成9年10月製品化済
MGM 4000 (立形)	2,500~ 3,600	平成10年11月予定
MFT-8 L (L形)	7,000~23,000	平成9年10月製品化済

している。表2に示す通り MGM 3000形は、実機実証試験を完了して製品化され、他も近々製品化される。

5. おわりに

当社は、公共の利益に資するポンプ駆動用立軸ガスタービンシリーズを自主開発してきた。この結果、今後社会資産と人命の保全を目的とする排水機場(ポンプ場)の建設コスト縮減による広い普及と信頼性向上に貢献していきたいと考えている。

終戦前の荏原ガスタービン

押田 良輝*1
OSHIDA Yoshiteru

太平洋戦争が始まる前は極く低圧の軸流ファンが換気用に用いられていた程度であった。これは特性上の問題もあるがそれにも増して騒音が高く、特に有効な防音装置が無かったため、特に高圧圧縮機は殆ど使用されなかった。これが用いられるようになったのは戦争が始まる頃からで、軍の航空関係の試験用風洞装置、ガスタービンやジェットエンジンに採用されるようになってからのことであった。

昭和13年(1938)当時、目黒区駒場にあった東京大学航空研究所におられた河田三治教授が翼型に発生する衝撃波の研究の目的で、軸流圧縮機を用いた実験用超音速風洞装置の建設を計画された。これに使用される圧縮機を設計・製作したのが当社で、これが国産最初の軸流圧縮機であろう⁽¹⁾。その仕様は、風量 $30\text{ m}^3/\text{s}$ 、圧力 0.9 mAq 、回転速度 $3,900\text{ min}^{-1}$ 、駆動機出力 360 HP の4段軸流機で、性能上は好成績を収めたが案の定騒音が問題となり、結局実験装置を防音室に入れて行うことにした

ので、周囲の民家からの苦情はなかったようであった。この成功に続き、昭和15年(1940)河田教授が顧問をされていた立川の陸軍航空技術研究所にも超音速風洞用軸流圧縮機を納入した。前回よりも高圧で、その仕様は風量 $10\text{ m}^3/\text{s}$ 、圧力 6 mAq 、回転速度 $4,000\text{ min}^{-1}$ 、駆動機出力 $1,500\text{ HP}$ であった。

これらの設計・製作の実績がかわれて昭和17年(1942)、ガスタービン等の開発をめざして種々研究・実験をされていた海軍航空技術廠の種子島時休大佐から我が国で最初の陸用ガスタービンの設計・製作の下命があった。

ガスタービンの仕様は、風量 $6\text{ m}^3/\text{s}$ 、圧力比 4.0 、回転速度 $7,000\text{ min}^{-1}$ 、口径 600 mm 、25段軸流圧縮機を持つもので、本学会誌の表紙の写真はそのガスタービン組立中の全景で、図1はそのロータの組立中の写真である。初めての製品ではあったが運転に成功し、日本で初めてのガスタービンの誕生であった。当社工場における海軍

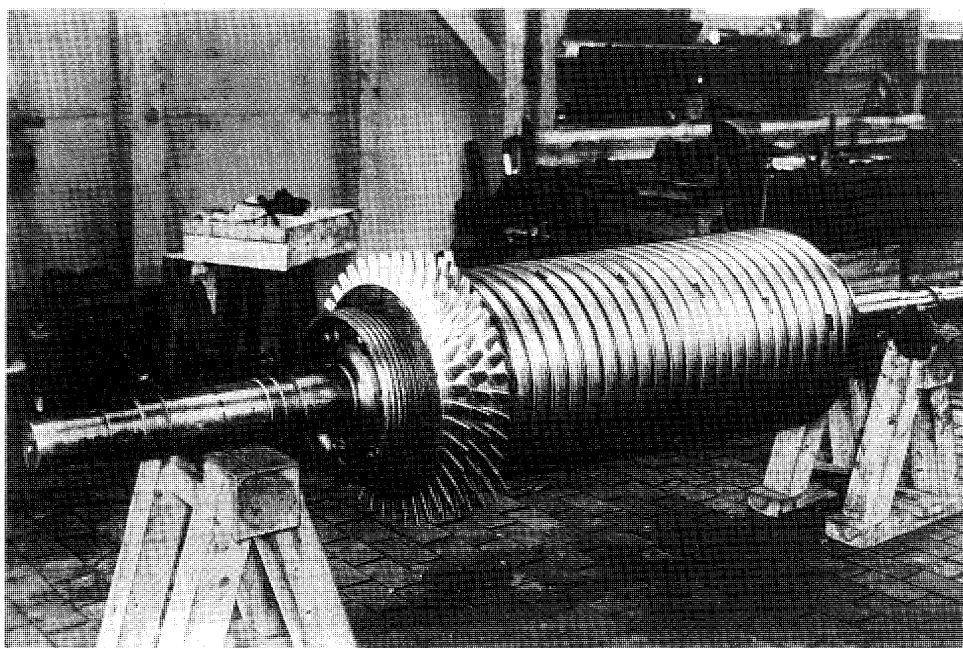


図1

原稿受付 1997年12月10日

*1 (株)荏原製作所社友

の立会試験も無事終了した昭和18年10月18日(1943)、このガスタービンに大変興味を持たれた当時の海軍武官であられた高松宮殿下(昭和天皇の弟君)がわざわざ荏原製作所羽田工場へ見学に御台臨の栄に浴した⁽¹⁾。

次いで、同廠の過給機試験用として、風量 $3\text{ m}^3/\text{s}$ 、圧力比3.0、回転速度 $21,800\text{ min}^{-1}$ 、駆動機出力700 HPの口径240 mm、16段軸流圧縮機を受注したが、納入後海軍の手で噴進機の改良・試作が加えられて、19年の春には全力運転が行われた⁽⁶⁾。すでに数機の軸流圧縮機の設計・製作経験があるものの、更に東北大学の沼知福三郎、村井等両教授の指導を受けて慎重に設計をすすめた。

その主要諸元は羽根車外径240 mm一定で、初段ハブ径120 mm、最終段径195 mm、各段翼は14枚、NACA Mod.翼断面を持つジュラルミン製、ケーシングはアルミニウム合金鋳物、各軸受は転がり軸受、駆動側に2段増速歯車装置を設置したものであった。

同18年(1943)の秋、この軸流圧縮機が完成したので工場試験が行われ、上述のガスタービンの軸流圧縮機の設計検証と更なる詳細設計資料を得るため、圧縮過程の1, 4, 8, 12, 16各段の圧力、温度等を回転速度 $11,700$ から $21,800\text{ min}^{-1}$ の間の5種での性能試験を行った^{(2),(4),(5)}。図2は組立中の軸流圧縮機、図3, 4は圧力比、断熱効率を示し、最高回転速度での最高効率85%は海軍の予想した通りのものであった。回転速度が低下すると最終段に向かって段圧力比が小さくなり、結果的に軸流速度が大きくなって、抵抗が増すために効率が低下した。また圧力比が高いところでは空気の圧縮の割合が

大きいので最終段に近づくにつれて、軸流速度が減ずる結果、翼は迎え角の大きい点で作動し1段当たりの仕事量が大きくなる。逆に圧力比の小さい場合は軸流速度が速くなるので極端な場合迎え角が負になるため圧縮機として働かず、タービンのような働きをするため最終段付近で圧力比が低下する等のが解った。これらのデータをもとに当時は多段圧縮機の種々の状態における性能予測がなされた。この試験結果は後に東北大学の村井等教授らの論文⁽³⁾でもデータがよく一致することが確認された。

時に昭和16年12月8日米英に宣戦布告してから約2年が過ぎて、戦局は日々に利あらず、17年にはガダルカナル島を撤退、ニューギニアでは玉砕、この年に入って山本五十六司令長官戦死、アッツ島でも玉砕した。高松宮殿下が見学にこられて3日後の10月21日には雨の中、東京の神宮競技場で東條首相閲兵の下、劇的な学徒出陣分列行進が行われたのである。19年になるとマリアナ沖海戦、レイテ沖海戦で連合艦隊が壊滅し、その年の11月にはマリアナ基地からのB-29による東京初空襲があった。

海軍航空技術廠に対しては前々から研究・開発計画していた次期戦闘機の決定とその量産が要望されていたが遅々として進まなかった。種子島大佐らにエンジン仕様を最終的に決定させたのが、巖谷中佐がドイツから潜水艦で持ち帰った一枚のジェットエンジンの断面図であった⁽⁴⁾。早速それをまねて8段軸流圧縮機を持つ試作ジェットエンジンの設計・製作が海軍と民間会社とで進められたのは終戦の年、昭和20年1月のことであった。

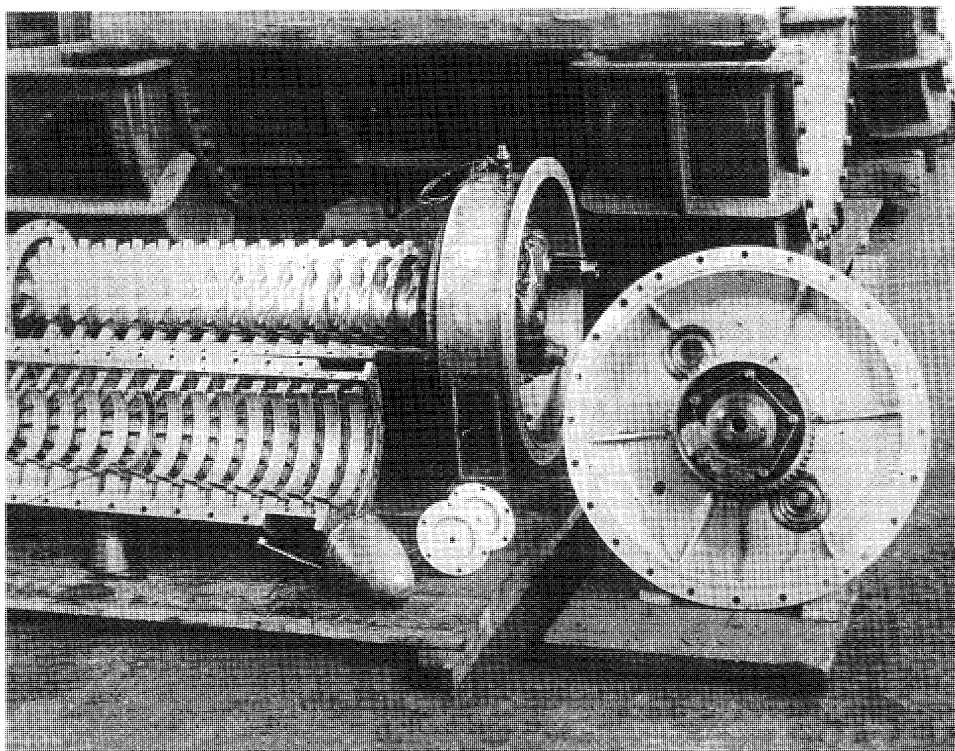


図2

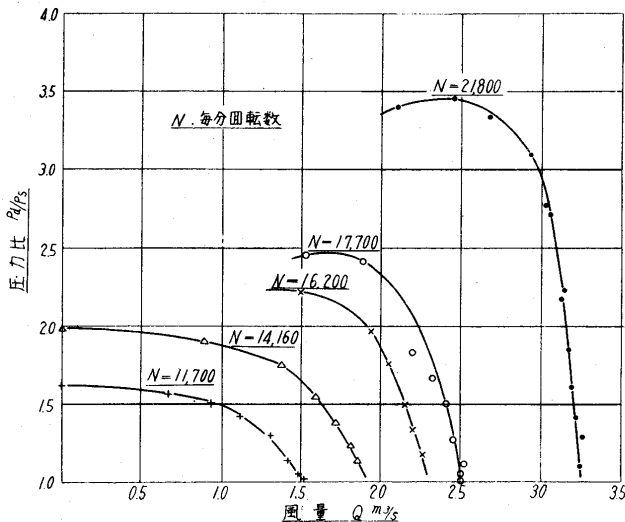


図3 各回転数に於ける風量と圧力比の関係

当社は軸流圧縮機の実績を持っていたし、また東北大学の沼知教授の指導を受けられるという理由で種子島大佐から航空用ガスタービン“ネ-20”の設計を含む製作を下命された唯一の民間会社であった^{(1),(4),(6)}。

海軍航空技術廠が設計・製作した“ネ-20”は6月には完成し、神奈川県秦野の海軍疎開工場で試運転が行われた。幾多の問題点があったが何とか解決し完成した。この“ネ-20”は“橘花”と呼ばれた中島飛行機製の機体に2基搭載された。この特攻機“橘花”は、広島に原爆が投下された翌日8月7日初飛行に成功し、長崎に原爆が投下された翌々日の11日に重装備飛行が行われたが、残念ながら失敗して、終戦を迎えた。

一方当社が独自に設計・製作していた試作ジェットエンジンも海軍のものとはほぼ同時期に完成し、秦野で試験を完了後、海軍技術廠に納入されたが機体に搭載されぬまま終戦を迎えてしまった。当時の永野少佐によれば「航空技術廠製作のエンジンと並行して荏原製作所に設計製作を委ねた試作エンジンがあり、これは同社の南技師(後の同社常務取締役)の設計にかかるもので当初から誤算がなく、所期の性能を得た。云々」とあり⁽⁶⁾、また沼知教授によれば「これと並行して全く独立に荏原製作所に依頼して我々の設計理論による設計が進められた。…この試作機は所期の目的を達し、海軍機に比し格段に優秀な結果を得たとのことである。」と報告されている⁽⁷⁾。

戦後間もなくGHQから軸流圧縮機に関しての調査を

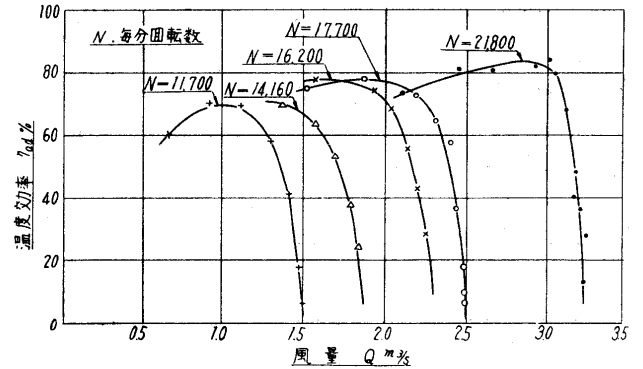


図4 各回転数に於ける風量と断熱効率の関係

受けることになってビクビクして待っていたところ、そこに現れたのはワッテンドルフと言うカルフォルニア大学の温厚な紳士で、ターボ機械に関する論文も発表している博士であったのでほっとした。彼のその後の消息が無いのが残念である⁽¹⁾。

我が国でガスタービンの研究が始められたのは60年ほど前のことで、しかも主として軍主導の開発であった関係で、多くの貴重な資料は一切焼却してしまった。本稿はそれに関わった故南技師の遺稿をもとにしてまとめたものである。従って正確さを欠く点があると思うがご容赦願いたい。

参考文献

- (1) 南 俊悟, 我が国における軸流圧縮機の始まり, ターボ機械, 第3巻 第2号, p. 4~5, 1975年3月
- (2) 南 俊悟, 多段軸流圧縮機内の圧力および温度分布, エハラ時報, 第3巻 第1号, p. 2~5, 1954年3月
- (3) 村井 等, 多段軸流圧縮機の性能を推算する一方法, 東北大学高速力学研究所報告, 第6巻 第53号, p. 35~45, 1953年2月
- (4) 種子島時休, わが国におけるジェットエンジン開発の経過, 機械の研究, 第21巻 第11, 12号, p. 50, p. 47, 1969年
- (5) Tokiyasu Tanegashima, The Technical History of The Development of The Jet Engine in Japan, Memories of the Defense Academy Japan, Vol. X, 1970, p. 44~45
- (6) 永野 治, ガスタービンの研究, p. 11, p. 128, 1953年, 鳳文書林
- (7) 沼知福三郎, ジェット・エンジン性能の理論的研究(その1 研究経過及びネ20の説明), 東北大学高速力学研究所報告, 第9巻 第84号, p. 5, 1953年3月

第26回ガスタービンセミナー報告

宮坂 明
MIYASAKA Akira

1998年1月22日、23日の2日間にわたり、第26回ガスタービンセミナーが浜松町の東京ガス(株)本社大会議室にて、164名の受講者を得て盛大に開催されました。

今回は、「21世紀を担うガスタービン—地球環境保全と燃料多様化の担い手として」をテーマとして掲げました。これは、昨年12月に京都にて開催されたCOP3で一段と注目された地球環境保全並びに限られた資源の有効活用という世の中の要請にガスタービンはどう対応していくのか。このような観点から、電気事業用とコージェネレーション用の発電設備でのガスタービンに係る技術開発から設計、製作、運用に至る広範囲の講演を載せました。

第1日目は地球環境保全を重点に、ガスタービンの高効率化によるCO₂削減策としての、中型ガスタービンコンバインドシステムの開発と大型ガスタービンにおける高温化技術開発についての講演並びに、コージェネレーション分野での需要家の熱電バランスに柔軟に対応できる熱電可変型システム開発と超低NO_xガスタービンシ

ステム開発の講演が行われました。

翌第2日目は環境保全については電気事業用の高効率ACCシステムの実績紹介後、燃料多様化に向けたガスタービン技術全般についての講演、次に具体的事例としての石油精製プラントでのオフガス燃料対応および石炭・低質油IGCC発電プラントの講演が行われました。

いずれの講演も内容が深く、また最新技術を盛り込んだもので、各分野の方々から貴重な話題を得ることができました。受講された皆様からも、講演毎に活発な質疑がなされ、今回のテーマに対する関心の高さが伺えました。

なお、セミナー終了後に、企画、運営に関するアンケートを回収させていただきましたので、その結果を分析して今後の企画に反映させていきたいと考えます。

最後に、講演準備に尽力されました講演者の方々、会場の準備と進行にご協力戴いた事務局の方々、そしてご多忙中の処、ご参加戴いた皆様に厚く御礼申し上げます。

(東京ガス(株)、企画委員会委員)

 本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第5回アジア学術会議 —科学者フォーラム—	H 10/3/11-13 日本学術会議	日本学術会議事務局 TEL 03-3403-6291 (内線 253, 261)
第26回可視化情報シンポジウム	H 10/7/15-17 工学院大学 新宿校舎	可視化情報学会事務局 TEL 03-5993-5020 FAX 03-5993-5026
第30回乱流シンポジウム	H 10/7/28-30 工学院大学 新宿校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
第9回計算流体シンポジウム	H 10/7/28-30 工学院大学 新宿校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
第3回環境流体シンポジウム	H 10/7/28-30 工学院大学 新宿校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
流体・熱・燃焼現象に関する光応用技術・ 画像処理国際会議	H 10/12/7-9 横浜シンポジア	VSJ-SPIE 98 実行委員会 川崎正昭 (埼玉大学) TEL 048-858-3443

第26回ガスタービンセミナー報告

宮坂 明
MIYASAKA Akira

1998年1月22日、23日の2日間にわたり、第26回ガスタービンセミナーが浜松町の東京ガス(株)本社大会議室にて、164名の受講者を得て盛大に開催されました。

今回は、「21世紀を担うガスタービン—地球環境保全と燃料多様化の担い手として」をテーマとして掲げました。これは、昨年12月に京都にて開催されたCOP3で一段と注目された地球環境保全並びに限られた資源の有効活用という世の中の要請にガスタービンはどう対応していくのか。このような観点から、電気事業用とコージェネレーション用の発電設備でのガスタービンに係る技術開発から設計、製作、運用に至る広範囲の講演を載せました。

第1日目は地球環境保全を重点に、ガスタービンの高効率化によるCO₂削減策としての、中型ガスタービンコンバインドシステムの開発と大型ガスタービンにおける高温化技術開発についての講演並びに、コージェネレーション分野での需要家の熱電バランスに柔軟に対応できる熱電可変型システム開発と超低NO_xガスタービンシ

ステム開発の講演が行われました。

翌第2日目は環境保全については電気事業用の高効率ACCシステムの実績紹介後、燃料多様化に向けたガスタービン技術全般についての講演、次に具体的事例としての石油精製プラントでのオフガス燃料対応および石炭・低質油IGCC発電プラントの講演が行われました。

いずれの講演も内容が深く、また最新技術を盛り込んだもので、各分野の方々から貴重な話題を得ることができました。受講された皆様からも、講演毎に活発な質疑がなされ、今回のテーマに対する関心の高さが伺えました。

なお、セミナー終了後に、企画、運営に関するアンケートを回収させていただきましたので、その結果を分析して今後の企画に反映させていきたいと考えます。

最後に、講演準備に尽力されました講演者の方々、会場の準備と進行にご協力戴いた事務局の方々、そしてご多忙中の処、ご参加戴いた皆様に厚く御礼申し上げます。

(東京ガス(株)、企画委員会委員)

 本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第5回アジア学術会議 —科学者フォーラム—	H 10/3/11-13 日本学術会議	日本学術会議事務局 TEL 03-3403-6291 (内線 253, 261)
第26回可視化情報シンポジウム	H 10/7/15-17 工学院大学 新宿校舎	可視化情報学会事務局 TEL 03-5993-5020 FAX 03-5993-5026
第30回乱流シンポジウム	H 10/7/28-30 工学院大学 新宿校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
第9回計算流体シンポジウム	H 10/7/28-30 工学院大学 新宿校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
第3回環境流体シンポジウム	H 10/7/28-30 工学院大学 新宿校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
流体・熱・燃焼現象に関する光応用技術・ 画像処理国際会議	H 10/12/7-9 横浜シンポジア	VSJ-SPIE 98 実行委員会 川崎正昭 (埼玉大学) TEL 048-858-3443

総目次

第21巻81号(1993年6月)～第25巻100号(1998年3月)

〈挨拶〉	巻号	頁	年月
第18期会長就任挨拶	21	81	1993 6
第19期会長就任挨拶	22	85	1994 6
第20期会長就任挨拶	23	89	1995 6
第21期会長就任挨拶	24	93	1996 6
第22期会長就任挨拶	25	97	1997 6
〈随筆〉			
ガスタービンカーを夢見ての40年	21	82	1993 9
商品の開発について	21	83	1993 12
タービンプレード材料開発の歴史	21	84	1994 3
ガスタービンの発展と共に	22	86	1994 9
あるガスタービン屋の半世紀	22	87	1994 12
隠れガスタビアン	22	88	1995 3
ガスタービン開発の一つの歴史	23	90	1995 9
ロストワックス鑄造技術とガスタービンとの出会い	23	91	1995 12
ガスタービン学会会員に期待する	23	92	1996 3
J3からF3まで	24	94	1996 9
船用ガスタービン雑感	24	95	1996 12
ガスタービンとの出会い	24	96	1997 3
自動車用の開発をふりかえって	25	98	1997 9
燃焼工学の新しいパラダイム	25	99	1997 12
会誌100号の発刊に寄せて	25	100	1998 3
〈論説・解説〉			
小特集「石炭ガス化複合発電技術」	21	81	1993 6
小特集号発刊にあたって	21	81	1993 6
1. 火力発電の将来と石炭ガス化複合発電の実用化に向けて	21	81	1993 6
2. STATUS OF IGCC IN USA AND EUROPE	21	81	1993 6
Douglas M. TODD			
James C. CORMAN			
3. 石炭ガス化炉開発の現状と動向	21	81	1993 6
4. 脱硫技術	21	81	1993 6
5. 脱塵技術	21	81	1993 6
6. プラント制御技術	21	81	1993 6
7. 石炭ガス化用ガスタービンの技術	21	81	1993 6
大型航空機用高圧タービン部品の補修	21	82	1993 9
航空用ガスタービンへのセラミック軸受の適用	21	82	1993 9
ヘリコプター用エンジン	21	82	1993 9
小特集「コンバインドサイクル発電技術」	21	83	1993 12
「コンバインドサイクル発電技術」小特集号発刊にあたって	21	83	1993 12
コンバインドサイクル発電の現状と動向	21	83	1993 12
東北電力㈱のコンバインドサイクル発電プラントの運用実績とACCの開発動向	21	83	1993 12
東京電力㈱富津コンバインドサイクル発電プラントの運用実績と横浜7・8号系列ACC発電の計画	21	83	1993 12
中部電力㈱四日市火力4号系列コンバインドサイクル発電の運転実績と川越火力発電所3・4号系列建設計画	21	83	1993 12

				巻	号	頁	年	月
関西電力(株)姫路第一発電所5・6号機高効率コンバインドサイクルの建設計画	水野孝則	21	83	34	1993	12		
中国電力(株)柳井発電所1号系列の運転実績と2号系列の建設計画	広実登志行	21	83	41	1993	12		
九州電力(株)新大分発電所1号系列の運転実績と2号系列の建設計画	吉田増男	21	83	47	1993	12		
小特集「航空用ガスタービン」		21	84	3	1994	3		
航空用ガスタービン特集号発刊にあたって	伊藤源嗣	21	84	3	1994	3		
低バイパス比ターボファンエンジンの開発動向	八島聡	21	84	4	1994	3		
高バイパス比ターボファンエンジンの開発動向	殿村兆史	21	84	12	1994	3		
ターボシャフト/ターボプロップエンジンの開発動向	山本伸一	21	84	20	1994	3		
航空エンジン用ファン圧縮機の最近の技術進歩	齊藤喜夫	21	84	28	1994	3		
航空エンジン用燃焼器の研究開発動向	藤秀実	21	84	34	1994	3		
タービンの最近の技術進歩について	山本孝正	21	84	40	1994	3		
航空機エンジン騒音低減化の最近の技術進歩について	小林紘	21	84	47	1994	3		
航空機エンジンの整備技術の動向について	杉浦重泰	21	84	54	1994	3		
双発機による長距離進出運航の長時間化・早期取得の動向について	櫻井一郎	21	84	62	1994	3		
小特集「ガスタービンの新利用技術分野<中小型ガスタービン>」		22	85	6	1994	6		
小特集号発刊にあたって	手島清美	22	85	6	1994	6		
中小型ガスタービンの現状と将来動向	杉村章二郎	22	85	7	1994	6		
コージェネ用および非常用ガスタービン	木村和男	22	85	15	1994	6		
小型ガスタービンコージェネレーションシステムの開発	長谷川直幹, 森秀隆, 山下勝也	22	85	22	1994	6		
乾式低NOx型1000kW級ガスタービンを用いた地域冷暖房の実施例	坂田晴治郎, 中村雄一, 橋本清, 永田聖司, 安部利男, 武部吉治	22	85	30	1994	6		
ガスタービンを用いたごみ発電システム	須恵元彦	22	85	37	1994	6		
山梨リニア実験線第一編成車両搭載用PW-6ESガスタービン発電装置	山本貴光, 中村修三	22	85	43	1994	6		
テクノスーパーライナー用ガスタービン	菅井和夫	22	85	45	1994	6		
APUガスタービンの特徴と技術課題	平川博将	22	85	55	1994	6		
水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術(WE-NET)について	片山正一郎	22	86	3	1994	9		
水素・酸素燃焼タービン開発の背景と可能性	山下巖	22	86	9	1994	9		
北米での産学協力による工学教育	吉中司	22	86	17	1994	9		
小特集「小型セラミックガスタービン」		22	87	3	1994	12		
小特集号の発刊にあたって	筒井康賢	22	87	3	1994	12		
300kW産業用セラミックガスタービンの研究開発	村山拓己	22	87	4	1994	12		
300kW産業用セラミックガスタービン-CGT301・コージェネレーション用1軸式セラミックガスタービン	田中真也, 佐々正	22	87	10	1994	12		
300kW産業用セラミックガスタービン-CGT302・コージェネレーション用2軸式セラミックガスタービン	巽哲男	22	87	18	1994	12		
300kW産業用セラミックガスタービン-CGT303用セラミック静止部材の開発	荒川貞雄	22	87	24	1994	12		
100kW自動車用セラミックガスタービンの研究開発	渡辺誠	22	87	31	1994	12		
100kW自動車用セラミックガスタービン-エンジン開発の現状	西山園, 岩井益美, 中沢則雄, 佐々木正史, 片桐晴郎	22	87	38	1994	12		
世界の小型セラミックガスタービンの開発動向	伊藤高根	22	87	58	1994	12		

	巻 号	頁	年 月
小特集「圧縮機技術」	22	88	3 1995 3
小特集号の発刊にあたって	永 野 進	22 88	3 1995 3
圧縮機技術の現状と将来の展望	梶 昭 次 郎	22 88	4 1995 3
設計技術の進展			
航空用大型エンジンの圧縮機	千 葉 薫, 小 林 健 児	22 88	12 1995 3
航空用小型エンジンの圧縮機	橋 本 啓 介	22 88	20 1995 3
陸用ガスタービンの圧縮機	関 直 之, 富 永 哲 雄	22 88	26 1995 3
中小型ガスタービンの圧縮機	井 上 良 雄	22 88	31 1995 3
空力技術の進歩			
流体数値解析の進歩と設計への適用	田 村 敦 宏, 野 崎 理	22 88	37 1995 3
軸流圧縮機翼列内の流動現象と流動モデル	井 上 雅 弘	22 88	46 1995 3
旋回失速流れとその制御—軸流圧縮機における近年の成果	大 田 英 輔, 加 藤 大	22 88	54 1995 3
圧縮機およびファンに関するトピックス			
超音速通過流ファン	難 波 昌 伸	22 88	61 1995 3
リフトファン	齊 藤 喜 夫	22 88	66 1995 3
多段軸流圧縮機におけるスパン方向ミキシング	今 成 邦 之	22 88	70 1995 3
小特集「環境対応燃焼技術」		23	89 3 1995 6
小特集号発刊にあたって	佐 々 木 正 史	23 89	3 1995 6
排気規制の動向			
総 論	大 田 晋, 森 本 英 香	23 89	4 1995 6
航 空	柴 田 正 夫	23 89	8 1995 6
産 業・民 生	筒 井 康 賢	23 89	16 1995 6
船 舶	塩 出 敬 二 郎	23 89	20 1995 6
自 動 車	加 地 浩 成	23 89	24 1995 6
付 録 規 制 値 単 位 換 算 法	佐 々 木 正 史	23 89	28 1995 6
ドライ低 NOx 燃焼器開発の動向			
航空用	遠 崎 良 樹, 久 山 利 之	23 89	31 1995 6
産 業・民 生 用 (大 型)	古 賀 勉	23 89	39 1995 6
産 業・民 生 用 (中・小 型)	安 部 利 男, 岩 本 敏 昭	23 89	46 1995 6
ガスタービン用触媒燃焼器の研究開発の動向	小 沢 靖	23 89	54 1995 6
ガスタービン用脱硝装置の技術動向	渡 辺 洸, 竹 内 良 之	23 89	61 1995 6
Recent Research on Turbomachinery-VKI Turbomachinery Department (1)	F. A. E. Breugelmans	23 89	69 1995 6
航空ガスタービンエンジンにおける最近のシール技術	村 上 昌 也	23 90	3 1995 9
ガスタービン用サイリスタ起動装置	林 正 孝	23 90	10 1995 9
阪神・淡路大震災に於けるガスタービン発電設備稼働実況報告書	星 野 昭 史, 広 瀬 昌 敏	23 90	18 1995 9
Recent Research on Turbomachinery-VKI Turbomachinery Department (2)	F. A. E. Breugelmans	23 90	25 1995 9
特集「最近のスーパーアロイにおけるプロセス・加工技術の進歩」		23	91 3 1995 12
特集号発刊にあたって	宮 地 敏 雄	23 91	3 1995 12
ガスタービン用スーパーアロイのプロセス・製造技術の進歩	河 合 久 孝	23 91	4 1995 12
スーパーアロイにおける最近の溶製技術の進歩	出 川 通	23 91	12 1995 12
精密鑄造技術の進歩：結晶制御技術・微細結晶技術など	太 田 芳 雄, 中 川 幸 也	23 91	19 1995 12
粉末技術の進歩：粉末冶金, MA・ODS 合金	磯 部 普, 草 加 勝 司	23 91	27 1995 12
	附 田 賢 治		
鍛造加工技術の進歩：恒温鍛造技術など	青 田 健 一, 金 丸 信 夫	23 91	34 1995 12
ガスタービン・エンジン部品へのコーティング技術	森 川 美 広, 岡 本 隆 治	23 91	42 1995 12
高純度ニッケル基超合金の評価技術の進歩	傳 田 岳 史, 清 水 史 幸	23 91	49 1995 12
Recent Research Activities in CIAM on Gas Turbine Technologies	M. Ja. Ivanov	23 91	57 1995 12
ガスタービン吸気冷却システム	齊 藤 浩 平	23 92	3 1996 3

		巻	号	頁	年	月
液体空気噴霧によるガスタービン吸気冷却システム	田中 雅, 石川 明 岸本 健治, 尾崎 明雄 渥美 正博	23	92	11	1996	3
特集「ガスタービンの信頼性向上に向けて」		24	93	2	1996	6
特集号発刊にあたって	森 建 二	24	93	2	1996	6
ガスタービンの保守管理	熊 田 和 彦	24	93	3	1996	6
富津火力1・2号系列コンバインドサイクルガスタービンの運用・保守実績	浅田 豊 靖, 山本 芳 幸	24	93	7	1996	6
東新潟火力発電所3号系列の運転・保守実績について	遠藤 幸 雄, 藤田 範 生	24	93	11	1996	6
四日市火力発電所4号系列の運用実績と信頼性向上	浅 田 耕 太	24	93	15	1996	6
柳井発電所コンバインドサイクルガスタービンの運用実績と信頼性向上	久 川 壽 彦, 伊 藤 克 己	24	93	18	1996	6
九州電力新大分発電所コンバインドサイクルの運用実績と信頼性向上	前 田 一 郎	24	93	23	1996	6
JR東日本川崎発電所コンバインドサイクルガスタービンの運転保守実績	内 藤 健 次, 佐 藤 勲	24	93	27	1996	6
ガスタービンコージェネレーション設備の運転実績と信頼性評価	西 口 公 一	24	93	31	1996	6
航空転用型ガスタービンの信頼性向上対策	鈴 木 章 夫	24	93	35	1996	6
小型ガスタービン(10,000 kW 以下)の遠隔診断装置とその保守技術	廣 瀬 昌 敏, 佐 藤 和 憲	24	93	39	1996	6
ガスタービンの検査・修理技術—実態及び今後の動向	佐 伯 博 文, 広 田 法 秀 高 尾 幸三郎, 高 橋 孝 二	24	93	43	1996	6
ガスタービン高温部品の余寿命診断技術	吉 岡 洋 明, 近 藤 卓 久	24	93	48	1996	6
ガスタービンに関わる標準化活動の最近の動向	日本内燃機関連合会ISO対策 内燃機関委員会(ガスタービン部門)	24	94	3	1996	9
能動型磁気軸受の技術と応用	横 山 英 二, 磯 貝 登 大 嶋 仁 一 郎	24	94	25	1996	9
ふたつの特集にあたって	菅 進	24	95	3	1996	12
特集「船舶用ガスタービンとその応用」		24	95	5	1996	12
船舶および海洋域でのガスタービンの利用(1)	千 葉 正 俊, 識 名 朝 春	24	95	5	1996	12
船舶および海洋域でのガスタービンの利用(2)	岩 本 敏 昭	24	95	11	1996	12
TSL-A “飛翔” 主機関 MFT 8 と船舶用ガスタービンの将来	上 松 一 雄, 森 秀 隆 梶 下 秀 昭	24	95	16	1996	12
TSL-A “飛翔” の浮上システム及び機関について	阿久津 幸 雄, 二 瀬 叶 長 峰 和 宏	24	95	23	1996	12
軽構造産業用ガスタービンの高速船舶への応用	Randy R. Uhazie David M. Dunlevy, 伊佐治 強 彦	24	95	27	1996	12
船舶分野に於けるアリソンガスタービンの歩み	John E. Roberts, 勝 見 好 文	24	95	33	1996	12
特集「メタノール利用発電システム」		24	95	37	1996	12
メタノール利用発電システムとその実用化	吉 識 晴 夫	24	95	37	1996	12
メタノール改質型ガスタービン発電システムの実証試験	山田 一 三 雄, 長 屋 喜 一 井 上 良 雄	24	95	42	1996	12
メタノール改質型発電の概念設計	平 山 智 之	24	95	47	1996	12
メタノール改質型発電用燃焼器の開発	安 部 利 男, 高 木 俊 幸 杉 本 富 男	24	95	54	1996	12
特集「ターボチャージャ」		24	96	3	1997	3
特集にあたって	中 沢 則 雄	24	96	3	1997	3
大型過給ディーゼルエンジンとターボチャージャの進展	松 尾 栄 人, 高 石 龍 夫	24	96	4	1997	3
中小型過給ディーゼルエンジンとターボチャージャの進展	岩 沢 勝 三, 上 村 正 平	24	96	11	1997	3
乗用車用過給エンジンの動向	佐々木 祥 二, 奥 山 晃 英	24	96	16	1997	3
トラック・バス用過給エンジンの動向	高 橋 孝, 岡 田 誠 二	24	96	21	1997	3

			巻 号	頁	年 月
乗用車用ターボチャージャの技術動向	鈴 木	年	雄 24	96 25	1997 3
トラック・バス用ターボチャージャの技術動向	近 藤	暢	宏 24	96 29	1997 3
ターボチャージャの技術応用展開	宮 下	和	也 24	96 33	1997 3
セラミックターボチャージャロータの量産技術	槐 島 弘 志,	吉 田	真 24	96 39	1997 3
ターボチャージャの生産動向	秋 田		隆 24	96 44	1997 3
特集「高温・高効率化の歩みと展望」				25	97 2 1997 6
(1) 総 論	川 池	和	彦 25	97 2	1997 6
(2) サイクル・システム技術	竹 矢	一	雄 25	97 9	1997 6
(3) 空力技術	青 木	素	直 25	97 18	1997 6
(4) 燃焼技術	前 田 福 夫,	山 田 正 彦	25	97 24	1997 6
(5) 冷却技術	吉 田	豊	明 25	97 29	1997 6
(6) 材料技術	美 野	和	明 25	97 35	1997 6
(7) 信頼性技術	佐 近	淑	郎 25	97 41	1997 6
(8) 電気事業におけるガスタービンの変遷と期待	三 明	誠	司 25	97 47	1997 6
(9) コージェネレーションにおけるガスタービンの変遷と期待	徳 本		勉 25	97 52	1997 6
特集「100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト」				25	98 3 1997 9
1. プロジェクトをふりかえって	高 田	浩	之 25	98 3	1997 9
2. プロジェクトの目的・体制・成果	丹 羽		鼎 25	98 5	1997 9
3. エンジンの基本計画と開発経緯	西 山		園 25	98 7	1997 9
4. エンジン要素開発				25	98 11 1997 9
(1) 圧縮機	杉 山	勝	彦 25	98 11	1997 9
(2) タービン	中 沢	則	雄 25	98 16	1997 9
(3) 静止構造	和 泉	隆	夫 25	98 21	1997 9
(4) 燃焼器	佐 々 木	正	史 25	98 25	1997 9
(5) 熱交換器	中 沢	則	雄 25	98 29	1997 9
(6) 制御系	渡 辺		厚 25	98 33	1997 9
5. エンジン開発	西 山		園 25	98 37	1997 9
6. セラミックガスタービンの新技術				25	98 43 1997 9
(1) セラミック複合材	茅	博	司 25	98 43	1997 9
(2) 触媒燃焼技術	茅	博	司 25	98 48	1997 9
(3) 耐熱性潤滑油	渡 辺		誠 25	98 52	1997 9
7. セラミックガスタービンの応用展開	半 田	統	敏 25	98 57	1997 9
8. 自動車用ガスタービンの開発動向	渡 辺		誠 25	98 63	1997 9
ガスタービン材料の最近の動向—航空エンジンの事例	服 部		博 25	98 71	1997 9
特集「ガスタービンにおける吸気フィルタ」				25	99 3 1997 12
ガスタービンにおける吸気フィルタ総論—吸気浄化技術へのユーザの取り組みと実績	三 浦	千 太 郎	25	99 3	1997 12
含塵ガス吸引翼汚れによるガスタービンの性能の劣化について	山 口	信 行	25	99 11	1997 12
エアフィルタの機能と特性	新 沼 仁,	北 川 章 二	25	99 16	1997 12
	山 崎 真 幸				
ガスタービンの使用環境とフィルタの選定	北 川 章 二		25	99 23	1997 12
吸気フィルタの性能と運用例	ロバート マクガイヤ,	山崎 真幸	25	99 28	1997 12
ガスタービン用フィルタの現状	新 沼 仁		25	99 31	1997 12
遠心圧縮機をもつガスタービンの高性能吸気フィルタの効果測定事例	藤 原 親 秀,	藤 田 淳 一	25	99 37	1997 12
カワサキガスタービンにおける吸気フィルタの変遷と運用事例	唐 沢		亘 25	99 41	1997 12
小型ガスタービンコージェネレーションにおける吸気フィルタシステム—4 MW クラスの産業用ガスタービンユーザー実績	寺 澤	秀 彰	25	99 46	1997 12
事業用発電設備における吸気フィルタ運用事例	山 本	芳 幸	25	99 49	1997 12
15 MW 自家発電設備における吸気フィルタの運用事例	石 井	潤 治	25	99 52	1997 12
中国電力(株)柳井発電所納コンバインド発電設備用吸気フィルタ	渡 辺	一 城	25	99 56	1997 12

		巻号	頁	年月
中型・小型ガスタービン発電設備における吸気フィルタの運用事例	平田俊雄	25	99	59 1997 12
ガスタービン吸気フィルタ設備の概要と適用事例	増田佳文	25	99	65 1997 12
1500°C級ガスタービン 501 G の開発と実証運転について	塚越敬三, 秋田栄司	25	100	2 1998 3
	西田美妃			
立軸ガスタービンの開発	大塚正二	25	100	8 1998 3
排水ポンプ駆動用小形ガスタービン	中台久雄, 鈴木進二	25	100	13 1998 3
<講義>				
NOx とその生成(1)	佐野妙子	21	81	50 1993 6
NOx とその生成(2)	佐野妙子	21	82	23 1993 9
NOx とその生成(3)	佐野妙子	21	83	55 1993 12
CFD による乱流解析(1)	小林敏雄	22	88	75 1993 12
CFD による乱流解析(2)	小林敏雄, 谷口伸行	23	90	33 1995 9
CFD による乱流解析(3)	小林敏雄	23	92	17 1996 3
エンジンの制御(1)	杉山七契	24	93	54 1996 6
エンジンの制御(2)	杉山七契	24	94	31 1996 9
エンジンの制御(3)	杉山七契	24	95	60 1996 12
ガスタービン用耐熱コーティング(1)	吉葉正行	25	97	57 1997 6
ガスタービン用耐熱コーティング(2)	吉葉正行	25	98	80 1997 9
ガスタービン用耐熱コーティング(3)	吉葉正行	25	100	18 1998 3
<技術論文>				
セラミックガスタービン部品の 1400°C評価	比叡淳	21	81	56 1993 6
主流乱れと後流の影響を受ける非定常平板境界層に関する研究	船崎健一, 山下嘉宏	21	83	62 1993 12
	山脇栄道			
超音速ジェット騒音低減のためのタブ寸法効果	小林紘, 木島基博	21	83	70 1993 12
	生沼秀司, 大田英輔			
希薄予混合型ガスタービン燃焼器に関する研究(第1報)作動条件と排気特性の関係	畦上修, 河野学	21	83	79 1993 12
	川口修			
希薄予混合型ガスタービン燃焼器に関する研究(第2報)火炎安定機構と排気特性	畦上修, 広瀬裕二	21	83	87 1993 12
	川口修			
2次元超音速ジェットスクリーチ	須田広志, Ted A. Manning	21	84	70 1994 3
	梶昭次郎			
ラムジェットエンジン燃焼器用メタン燃料膜冷却ガッタ保炎器の特性	田丸卓, 下平一雄	21	84	77 1994 3
自動車用 100 kW CGT 圧縮機の開発	内田博, 別所昭信	21	84	83 1994 3
	白木睦生, 片桐晴郎			
	八木洋一, 高村東作			
自動車用セラミックガスタービンの研究開発(第2報)	伊藤高根, 西山園	21	84	90 1994 3
	石渡正治, 松下通			
Ni 基超合金 IN 738 LC の機械的性質に及ぼす材料劣化の影響	岡部永年, 吉岡洋明	22	85	63 1994 6
	斉藤大蔵, 藤山一成			
エアブラスト燃料ノズルの研究	木下康裕, 北嶋潤一	22	85	69 1994 6
ガスタービン高温部品の損傷傾向解析・予測システム	藤山一成, 村上格	22	85	76 1994 6
	吉岡洋明, 岡部永年			
レーザによる冷却通路孔の加工技術	高原北雄, 吉田豊明	22	85	83 1994 6
	坪井昭彦, 堀場康一			
	ヤッシュ・カテユーリア			

			卷 号	頁	年 月
斜流ディフューザに関する研究	新 関 良 樹, 佐久間 仁 志		22	86 21	1994 9
非定常遷音速翼列流れの高解像差分スキーム	酒 井 俊 道, 袁 新, 山 本 悟		22	86 29	1994 9
動翼振動の非接触計測法	大宮寺 久 明, 遠 藤 征 紀, 松 田 幸 雄		22	86 36	1994 9
非接触翼振動計測システムによる圧縮機動翼の振動計測	松 木 正 勝, 佐 藤 一 男, 高 住 正 和		22	86 48	1994 9
T-S 線図による複合サイクルのエクセルギ解析	柏 原 康 成, 鳥 谷 初		22	87 64	1994 12
ガスタービンを用いた水力発電のリバウリング	神 津 正 男, 鶴 野 省 三		22	87 73	1994 12
周期的後流の影響を受けるタービン翼前縁まわりの熱伝達に関する研究(熱伝達促進効果のモデル化)	西 亮, 船 崎 健 一		22	88 83	1995 3
希薄予混合型ガスタービン燃焼器に関する研究(第3報)予混合気濃度の不均質性の影響	畦 上 修, 齋 藤 武 雄		22	88 91	1995 3
ガスタービンモデルの同定と α パラメータ制御系設計法	川 口 修, 田 中 泰 太 郎, 永 留 世 一		22	88 98	1995 3
自動車用セラミックガスタービンの研究開発(第3報)	西 山 圓, 岩 井 益 美		23	89 78	1995 6
ガスタービン翼用耐熱超合金の疲労・クリープ寿命評価法とそれに基づく冷却翼の寿命評価の概念について	佐々木 正 史, 中 沢 則 雄, 片 桐 晴 郎		23	89 84	1995 6
ラジアル翼車の破壊起点解析と強度設計への応用	松 田 憲 昭, 市 川 国 弘		23	89 92	1995 6
CFD による遠心圧縮機空力設計	福 田 嘉 男, 吉 成 明		23	89 101	1995 6
軸方向の貫流を伴う回転キャビティ内の流れ解析	比 叡 淳		23	90 41	1995 9
水噴霧衝突噴流を伴うしみ出し冷却に関する研究	須 賀 信 也, 橋 本 啓 介		23	90 48	1995 9
300 kW 級ガスタービン用セラミック熱交換器の開発	東 部 泰 昌, 藤 井 龍 雄		23	90 55	1995 9
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	小 幡 正 一, 布 川 勇		23	90 61	1995 9
水素燃料噴流保炎型ラム燃焼器の高温燃焼特性	吉 川 進 三, 千 田 衛		23	90 68	1995 9
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	杉 山 貴 之, 芳 村 幸 宏, 伊 藤 勝 規		23	90 75	1995 9
低 NOx 予混合燃焼器のエンジン搭載試験	大 堀 邦 夫, 堀 政 義		23	90 85	1995 9
ガスタービントランジションピースの劣化・損傷予測法の検討	幸 村 由 彦, 牧 野 圭 祐		23	91 66	1995 12
ガスタービン燃焼器の噴霧燃焼特性(燃焼シミュレーションによる推算結果と測定結果の比較)	島 森 融, 松 尾 康 史		23	91 73	1995 12
軸方向に翼端隙間の変化するタービンシュラウド面上の熱伝達特性	下 平 一 雄, 田 丸 卓 裕		23	91 81	1995 12
	黒 澤 要 治, 木 下 康 裕				
	北 嶋 潤 一				
	望 月 貞 成, 村 田 章				
	福 永 美 保 子				
	林 茂, 山 田 秀 志				
	下 平 一 雄				
	吉 岡 洋 明, 齊 藤 大 藏				
	藤 山 一 成, 岡 部 永 年				
	古 畑 朋 彦, 両 角 仁 夫				
	丹 野 庄 二, 三 浦 隆 利				
	生 野 隆, 安 部 利 男				
	杉 本 富 男, 嬉 一 雄				
	小 幡 正 一, 伊 地 知 伸 彰				
	熊 田 雅 弥, 宇 野 聡				

			巻	号	頁	年	月
周期的後流による平板境界層の遷移に関する研究(熱線流速計による境界層計測)	船崎健一, 北澤 貴		23	91	88	1995	12
小型セラミックガスタービンを用いた自動車用ハイブリッドシステムの研究(第1報)	伊藤高根, 石谷 久 住江新, 伊藤卓爾 半田統敏, 蓮池 宏		23	92	27	1996	3
メタンを燃料とするラム燃焼器のNOx 排出特性	木下康裕, 北嶋 潤一		23	92	33	1996	3
ハイブリッドロータ式セラミックタービンの研究開発	小田剛生, 三上隆男, 岡村淳輔, 西 正輝, 田中真也, 田頭浩一郎		24	93	61	1996	6
1900°Cレベル高温燃焼ガス計測用イリジウム多点熱電対温度計	田丸卓, 黒澤 要治, 下平一雄		24	93	67	1996	6
自動車用 100 kW 級セラミックガスタービン燃焼器の特性 その1: 予蒸発予混合燃焼と噴霧燃焼の火炎観察と火炎安定範囲の評価	大久保 陽一郎, 井戸田 芳典		24	93	73	1996	6
自動車用 100 kW 級セラミックガスタービン燃焼器の特性 その2: 予蒸発予混合燃焼と噴霧燃焼のNOx 排出特性	大久保 陽一郎, 井戸田 芳典		24	93	78	1996	6
自動車用 100 kW CGT のタービンロータの開発	中沢則雄, 荻田浩司, 高橋政行, 吉沢孝昭, 森 真治		24	93	84	1996	6
CFD による過給機用タービンスクロールの内部流れ解析	峯岸裕明, 榊田勝, 石田士郎, 松下博美, 磯島好彦, 高田謙一		24	93	92	1996	6
タービン翼前縁膜冷却に及ぼす主流乱れ及び周期的後流の効果に関する研究(熱伝達分布及び熱負荷分布について)	船崎健一, 山脇栄道, 横田雅樹		24	93	98	1996	6
自動車用 100 kW CGT の高速軸系・減速機の開発	中沢則雄, 稲葉志津雄, 吉澤孝昭, 赤尾好之		24	94	36	1996	9
石炭ガス化複合発電の技術展望	内田 聡, 太田一広, 古屋孝明, 小森豊明		24	94	43	1996	9
石炭ガス化複合発電技術の実用化	玉蟲文彦, 阿部高之, 佐々 正		24	94	47	1996	9
三角タブを用いたガスタービン翼の膜冷却効率の向上	西村正紀, 志沢高朗, 本阿弥 眞治		24	95	66	1996	12
タービン翼列の非定常損失に関する研究 (直線翼列を用いた実験的研究)	船崎健一, 佐々木 啓徳, 田沼唯士		24	95	74	1996	12
携帯用ガスタービン発電機の熱交換器開発	飯尾雅俊, 高村東作		24	96	48	1997	3
二次音源を利用した航空用ファン回転騒音の低減化の試み	石井達哉, 小林 紘, 生沼秀司, 武田克巳, 五味光男		24	96	54	1997	3
自動車用 100 kW CGT の要素組合せ評価試験	中沢則雄, 荻田浩司, 高橋政行, 川口能広		24	96	60	1997	3
高温下でのメタン-空気層流燃焼速度の数値計算	倉田 修, 高橋三餘		25	97	65	1997	6
矩形狭流路内膜冷却に与えるギャップ高さの影響	内山芳忠, 元田 徹, 刑部 眞弘, 宮沢利明		25	97	71	1997	6
自動車用過給機の小形斜流タービンの開発 (ラジアルタービンとの特性比較)	榊田勝, 松岡英明, 小池尚昭, 峯岸裕明, 松下博美		25	97	76	1997	6

巻 号 頁 年 月

水素-酸素-水蒸気量論混合気の燃焼速度	壹 岐 典 彦, 古 谷 博 秀 濱 純, 劉 峰 高 橋 三 餘, 倉 田 修	25 97 85 1997 6
超音速輸送機用ターボジェットエンジンの低 NOx 燃焼器の研究 (高圧燃焼試験結果)	木 下 康 裕, 北 嶋 潤 一 小 田 剛 生	25 97 93 1997 6
自動車用 100 kW 級セラミックガスタービンのためのタンデム型予 蒸発予混合希薄燃焼器の設計とその特性評価	大久保 陽一郎, 井戸田 芳 典 野 村 佳 洋	25 98 88 1997 9
セラミックス系複合材料(CMC)製燃焼器ライナの開発	西 尾 光 司, 井 頭 賢一郎 武 浩 司, 末 光 毅	25 98 94 1997 9
水噴射を利用したガスタービンの出力増加 (熱サイクルの理論的検討と検証)	宇多村 元 昭, 唐 澤 英 年 竹 原 勲, 堀 井 信 之	25 98 99 1997 9
プラットフォーム型摩擦ダンパのセラミック動翼への適用と強度評 価	岩 城 史 典, 田 頭 浩一郎 西 正 輝	25 98 106 1997 9
ガスタービン冷却静翼の空力特性	渋 川 直 紀, 川 崎 榮 田 沼 唯 士, 山 本 悟	25 99 70 1997 12
ターボ過給ディーゼルエンジンのマッチング計算に関する研究 ...	吉 識 晴 夫, 顧 茸 蓄	25 99 76 1997 12
遷音速圧縮機動翼列の失速点近傍における流れ場の数値解析- 第 1 報・design speed lineに沿ったtip付近の流れ場の変遷 ...	正 木 大 作, 梶 昭次郎	25 99 81 1997 12
遷音速圧縮機動翼列の失速点近傍における流れ場の数値解析- 第 2 報・tip clearance 高さの流れ場に及ぼす影響	正 木 大 作, 梶 昭次郎	25 99 89 1997 12
遷音速ファンの高負荷曲げ翼列フラッタに関する実験的研究	柴 田 貴 範, 梶 昭次郎	25 99 96 1997 12
自動車用 100 kW CGT の回転蓄熱式熱交換器の開発	赤 尾 好 之, 中 沢 則 雄 稲 葉 志津雄, 幸 敬 之 小 池 哲 哉	25 99 102 1997 12
ターボ機械設計への非線形最適化手法の適用 - 第 1 報 多段軸流圧縮機の通路部設計 -	小 林 正, 新 関 良 樹 奥 野 研 一, 佐々木 隆	25 100 26 1998 3
イリジウム金属の気化に及ぼす温度, 風速および酸素濃度の影響 ...	黒 澤 要 治, 田 丸 卓	25 100 34 1998 3
自動車用 100 kW CGT のタービンロータ・ノズルの開発	中 沢 則 雄, 荻 田 浩 司 高 橋 政 行, 森 真 治	25 100 39 1998 3
遷音速振動翼列の非定常空力解析	柴 田 貴 範, 梶 昭次郎	25 100 44 1998 3
<技術速報>		
2200 K レベルガス温度測定用イリジウム多点温度計	田 丸 卓, 下 平 一 雄 黒 沢 要 治	22 86 78 1994 9
<見 聞 記>		
1993 年第 38 回 ASME 国際ガスタービン会議		21 82 32 1993 9
1. 全 般	和 田 正 倫	21 82 32 1993 9
2. 航空用ガスタービン	八 島 聰	21 82 34 1993 9
3. 産業用ガスタービン	青 木 素 直	21 82 35 1993 9
4. 小型ガスタービンおよびセラミックス	筒 井 康 賢	21 82 36 1993 9
5. ターボ機械の性能と流れ		
5.1 軸流関係	山 本 孝 正	21 82 38 1993 9
5.2 遠心関係	斉 藤 正 泰	21 82 39 1993 9
5.3 非定常流れと数値流体力学	後 藤 彰	21 82 40 1993 9
6. 伝熱関係	武 石 賢 一 郎	21 82 41 1993 9
7. 燃焼および燃料関係	久 山 利 之	21 82 42 1993 9

				卷	号	頁	年	月
8. 制御と診断	本	田	永	信	21	82	44	1993 9
9. 材料, 構造, および製造技術	飯	島	活	巳	21	82	45	1993 9
10. 展 示	原	田	英	臣	21	82	47	1993 9
第20回 1993年 CIMAC ロンドン大会に参加して	青	木	千	明	21	83	99	1993 12
第29回 AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit	小	見	淳	介	21	83	101	1993 12
第11回エアブリージングエンジン国際会議・東京大会	松	木	正勝,	難	波	昌	伸	21 84 100 1994 3
IMEchE 主催 CCGT-3 & Turbomachinery セミナー	宮	下	和	也	21	84	104	1994 3
第3回 SAMPE 先端技術国際会議シンポジウム展示会に参加して	秋	宗	淑	雄	22	85	93	1994 6
1994 第39回 ASME 国際ガスタービン会議					22	86	58	1994 9
1. 全 般	青	木	素	直	22	86	58	1994 9
2. 航空用ガスタービン	八	島		聰	22	86	59	1994 9
3. 産業用ガスタービン	赤	城	弘	一	22	86	61	1994 9
4. 小型ガスタービンおよびセラミックス	伊	藤	高	根	22	86	62	1994 9
5. ターボ機械の性能と流れ								
5.1 軸流関係	山	本	孝	正	22	86	64	1994 9
5.2 遠心関係	許		斐	真	22	86	65	1994 9
5.3 非定常流れと数値流体力学	大	田	英	輔	22	86	66	1994 9
6. 伝熱関係	本	阿	弥	眞	治	22	86	67 1994 9
7. 燃焼および燃料関係	木	下	康	裕	22	86	69	1994 9
8. 制御と診断	石	田	武	司	22	86	70	1994 9
9. 材料, 構造, および製造技術	瀧		將	展	22	86	71	1994 9
10. 展 示	和	田	正	倫	22	86	73	1994 9
第30回 AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit	藤		秀	実	22	87	83	1994 12
第7回翼列の非定常空気力学及び空力弾性学に関する国際シンポジウム	難	波	昌	伸	22	88	106	1995 3
米国自動車関連技術アニュアルミーティング(DOE/CCM)	半	田	統	敏	22	88	109	1995 3
1995 第40回 ASME 国際ガスタービン会議					23	90	92	1995 9
1. 全 般	川	池	和	彦	23	90	92	1995 9
2. 航空用ガスタービン	榊		純	一	23	90	93	1995 9
3. 産業用ガスタービン	瀧	花	清	作	23	90	95	1995 9
4. 小型ガスタービンおよびセラミックス	西	山		園	23	90	96	1995 9
5. ターボ機械の性能と流れ								
5.1 軸流関係	青	木	素	直	23	90	97	1995 9
5.2 遠心関係	原	田	英	臣	23	90	98	1995 9
5.3 非定常流れと数値流体力学	大	北	洋	治	23	90	99	1995 9
6. 伝熱関係	船	崎	健	一	23	90	101	1995 9
7. 燃焼および燃料関係	岩	井	保	憲	23	90	102	1995 9
8. 制御と診断	龍	澤		正	23	90	103	1995 9
9. 材料, 構造および製造技術	今	井		潔	23	90	105	1995 9
10. 展 示	秋	田	栄	司	23	90	106	1995 9
エアブリージングエンジン国際会議(ISABE)第12回メルボルン大会	長	島	利	夫	23	91	97	1995 12
ASME コ・ジェネ ターボパワー'95	曾	根	泰	幸	23	91	99	1995 12
第21回 1995年 CIMAC インターレーケン大会に参加して	青	木	千	明	23	92	64	1996 3
超音速輸送機用推進システムの研究開発第2回国際シンポジウム	村	島	完	治	23	92	66	1996 3
米国エネルギー省(DOE)コントラクターズ会議	中	沢	則	雄	23	92	68	1996 3
1996年第41回 ASME 国際ガスタービン会議					24	94	55	1996 9
1. 全 般	福	山	佳	孝	24	94	55	1996 9
2. 航空用ガスタービン	池	山	正	隆	24	94	56	1996 9

				巻号	頁	年月
3. 産業用ガスタービン	秋田	栄司		24	94	57 1996 9
4. 小型ガスタービンおよびセラミックス	和泉	隆夫		24	94	58 1996 9
5. ターボ機械の性能と流れ						
5.1 軸流関係	永井	勝史		24	94	59 1996 9
5.2 遠心関係	後藤	彰		24	94	60 1996 9
5.3 非定常流れと数値流体力学	辻田	星歩		24	94	61 1996 9
6. 伝熱関係	高濱	正幸		24	94	62 1996 9
7. 燃焼および燃料関係	緒方	正裕		24	94	63 1996 9
8. 制御と診断	三上	隆男		24	94	64 1996 9
9. 材料, 構造および製造技術	柴田	強		24	94	65 1996 9
10. 展示	竹原	勇志		24	94	67 1996 9
英国 National Power 社 Didcot B 発電所訪問記	羽田	壽夫		24	95	85 1996 12
第3回内部流の実験及び計算空気熱力学国際会議	水木	新平, 小川		24	96	70 1997 3
「新世代航空機用エンジンの研究開発」国際協力推進海外調査の報告	森田	光男		24	96	72 1997 3
ASME ターボアジア'96	岡村	隆成		24	96	74 1997 3
訪問記: 航空エンジンメーカーおよび関連環境研究機関	田丸	卓		24	96	76 1997 3
韓国・流体機械研究開発協議会'97 Conference on Fluid Machinery R & D Association に出席して	田丸	卓		25	97	102 1997 6
1997年第42回 ASME 国際ガスタービン会議				25	98	116 1997 9
1. 全般	梶	昭次郎		25	98	116 1997 9
2. 航空用ガスタービン	須貝	俊二		25	98	117 1997 9
3. 産業用ガスタービン	梶	秀昭		25	98	118 1997 9
4. 小型ガスタービンおよびセラミックス	川口	能広		25	98	119 1997 9
5. ターボ機械の性能と流れ						
5.1 軸流関係	佐々木	隆		25	98	120 1997 9
5.2 遠心関係	原田	英臣		25	98	121 1997 9
5.3 非定常流れと数値流体力学	磯村	浩介		25	98	122 1997 9
6. 伝熱関係	石田	克彦		25	98	123 1997 9
7. 燃焼および燃料関係	木下	康裕		25	98	124 1997 9
8. 制御と診断	赤城	弘一		25	98	125 1997 9
9. 材料, 構造および製造技術	桜井	茂雄		25	98	127 1997 9
10. 展示	手島	清美		25	98	128 1997 9
Power-Gen Europe における IGCC 関連について	和田	克夫		25	99	113 1997 12
1997 IAMS 国際セミナー	速水	洋		25	99	115 1997 12
第13回国際エアプリージングエンジンシンポジウム (ISABE) に出席して	二村	尚夫		25	100	55 1998 3
第8回ターボ機械の非定常空気力学及び空力弾性学に関する国際シンポジウム	渡辺	紀徳		25	100	58 1998 3
<研究だより>						
(財)電力中央研究所 横須賀研究所	佐藤	幹夫		21	81	62 1993 6
(株)日立製作所ガスタービン研究開発センター	川池	和彦		21	82	29 1993 9
(株)荏原製作所 袖ヶ浦工場ガスタービン発電所について	岸川	忠彦		21	83	97 1993 12
(株)富士電機ガスタービン研究所	吉川	修平		21	84	97 1994 3
IHI における航空エンジン要素の技術開発	玉木	貞一		22	85	90 1994 6
(財)日本自動車研究所の自動車用セラミックガスタービンの開発	石渡	正治		22	86	55 1994 9
(株)川重ガスタービン研究所	中州	皓		22	87	81 1994 12
三菱重工(株)長崎研究所におけるガスタービンの研究・開発	松尾	栄人		22	88	104 1995 3
東京大学工学部航空宇宙工学科 航空宇宙推進学コース	渡辺	紀徳		23	89	108 1995 6
トヨタ自動車(株)東富士研究所	樋口	新一郎		23	90	109 1995 9
東京ガス(株)エネルギー技術研究所	佐美	次彦		23	91	95 1995 12

				巻	号	頁	年	月
東京電力(株)エネルギー・環境研究所	伊藤洋嗣			23	92	62	1996	3
慶応義塾大学におけるガスタービン関連研究	川口修, 益田重明			24	93	105	1996	6
コンセプト ETI 社における研究	小尾晋之介							
早稲田大学におけるターボ機械関連研究	吉中	司		24	94	52	1996	9
(株)新潟鉄工所 新潟ガスタービン工場研究設備	太田有, 大田英輔			24	95	81	1996	12
航空宇宙技術研究所における航空エンジン関連研究	木村和男			24	95	83	1996	12
大阪大学工学研究科流体工学研究室の研究	佐々木誠, 森田光男			24	96	67	1997	3
金属材料技術研究所におけるガスタービン用超耐熱合金研究	三宅裕, 梶島岳夫			25	97	98	1997	6
九州大学航空工学科推進工学研究室から	原田広史, 山県敏博			25	98	110	1997	9
ガスタービン燃焼器の燃焼特性に関する研究紹介	難波昌伸			25	98	114	1997	9
東芝 機械・エネルギー研究所	三浦隆利			25	99	107	1997	12
(株)豊田中央研究所におけるガスタービン要素研究	中田裕二			25	99	110	1997	12
ノーザン・リサーチ・アンド・エンジニアリング・コーポレーション(NREC)	杉山勝彦			25	100	50	1998	3
	James H. Watts, 半田久侑			25	100	53	1998	3
<新製品・新設備紹介>								
IHI RHE シリーズ ターボチャージャ	三堀健			21	81	64	1993	6
航空転用型高効率 LM 6000 ガスタービン	吉本健一	郎		21	83	104	1993	12
低 NOx 型ガスタービン	近藤卓久			21	84	106	1994	3
カワサキ M 7 A-01 ガスタービン	杉本隆雄			22	85	95	1994	6
RHF 4 B 型ターボチャージャ	峰田知己			22	86	76	1994	9
日産 樹脂イペラターボチャージャ	畑中啓治			22	88	111	1995	3
三菱ガスタービン MGUN 500 形非常用発電装置	大橋義仁			23	89	111	1995	6
携帯用ガスタービン発電機	藤川泰雄			23	90	111	1995	9
ガス焚きコージェネレーション発電装置用 IM 270 型ガスタービン	高橋袈裟雄, 小林英夫			23	91	101	1995	12
	森雅晶							
IHI IM 400-FLECS	山口亨, 宇治茂一			23	91	102	1995	12
ラムジェットエンジン試験設備と極超音速エンジン試験	三谷徹, 八柳信之			23	92	70	1996	3
ドライ低 NOx 燃焼器搭載型 M 1 A-13 D ガスタービン	梶田真一			24	93	108	1996	6
三井 8 MW 級 SB 30 E ガスタービン	北島秀昭			24	93	109	1996	6
三菱 26 MW 級高効率ガスタービン MFT 8 を用いたコンバインドサイクル設備	岡井正己, 上松一雄			24	94	69	1996	9
ポンプ駆動用 ST 6 立型ガスタービン	中村修三			24	95	89	1996	12
三井 SSS ガスタービン吸気冷却設備	内田和男			24	95	91	1996	12
カワサキ M 7 A-02 ガスタービン	杉本隆雄			25	97	104	1997	6
26 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電設備及び 100 MW コンバインド発電設備	小林正			25	97	106	1997	6
200 kW 非常用ガスタービン発電設備	小野里久			25	98	131	1997	9
大形排水ポンプ駆動用 L 形ガスタービン「LGT-01」	岩本敏昭, 中川貴文			25	100	60	1998	3
ポンプ駆動用 MFT-8 L 形ガスタービン	上松一雄, 益田将寛			25	100	62	1998	3
<追悼>								
Bob Harmon 氏逝去	高瀬謙次郎			23	89	130	1995	6
八田桂三先生を追悼する	田中穂			23	91	103	1995	12
我が懐かしのジャックソーヤー	佐藤玉太郎			23	92	74	1996	3
渡部一郎先生を偲ぶ	水町長生			24	93	110	1996	6
技術の性格—故フランク・ホイットル郷の業績を顧みて	吉中司			24	96	80	1997	3
<表紙に寄せて>								
国産 1 号ガスタービン	三輪光砂			25	97	108	1997	6

					巻 号	頁	年 月
北斗丸 500 馬力ガスタービン	上	松	順	二	25	98 134	1997 9
三井造船 1 号ガスタービン	渡	辺	哲	郎	25	99 117	1997 12
終戦前の荏原ガスタービン	押	田	良	輝	25	100 64	1998 3
<資 料>							
1992 年ガスタービン及び過給機生産統計	統 計	作 成	委 員 会	21	81	66	1993 6
1993 年ガスタービン及び過給機生産統計	統 計	作 成	委 員 会	22	85	99	1994 6
1994 年ガスタービン及び過給機生産統計	統 計	作 成	委 員 会	23	89	113	1995 6
1995 年ガスタービン及び過給機生産統計	統 計	作 成	委 員 会	24	93	111	1996 6
1996 年ガスタービン及び過給機生産統計	統 計	作 成	委 員 会	25	97	110	1997 6
総目次				25	100	68	1998 3
<報 告>							
(社)日本ガスタービン学会評議会・総会報告	総	務	理 事	21	81	75	1993 6
見学会報告 (株)明電舎沼津事業所, 50 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電設備	岡	村	隆 成	21	82	49	1993 9
第 8 回ガスタービン特別講座報告	熱	田	正 房	21	83	106	1993 12
ガスタービン秋季講演会(盛岡)報告	佐	々	木 誠	21	83	107	1993 12
見学会・技術懇談会報告 三菱重工業(株)高砂製作所	高	木	俊 幸	21	83	108	1993 12
見学会報告 (株)富士電機ガスタービン研究所川崎発電所並びに三菱重工業(株)三菱金沢ガスタービン発電所	岡	村	隆 成	21	84	108	1994 3
ガスタービンセミナー(第 22 回)を終えて	土	屋	利 明	21	84	110	1994 3
日本ガスタービン学会賞(第 7 回)報告	有	賀	一 郎	22	85	3	1994 6
(社)日本ガスタービン学会評議会・総会報告	総	務	理 事	22	85	109	1994 6
見学会報告 (財)電力中央研究所横須賀研究所	野	本	秀 雄	22	86	80	1994 9
第 9 回特別講座報告	岸	川	忠 彦	22	87	85	1994 12
ガスタービン秋季講演会・見学会(松江)報告	菅		進	22	87	86	1994 12
見学会報告 東京電力(株)富津火力発電所, TEPCO 新エネルギーパーク並びに(株)荏原製作所袖ヶ浦工場発電所	永	盛	和 夫	22	88	114	1995 3
第 2 回特別講演会報告	橋	本	良 作	22	88	116	1995 3
第 23 回ガスタービンセミナーを終えて	野	本	秀 雄	22	88	116	1995 3
(社)日本ガスタービン学会評議会・総会報告	総	務	理 事	23	89	122	1995 6
平成 6 年度シンポジウム報告	中	野	博 文	23	89	129	1995 6
見学会および技術懇談会報告	高	木	俊 幸	23	90	113	1995 9
第 23 回定期講演会報告	丸	田	芳 幸	23	90	113	1995 9
ガスタービンフォーラムおよび見学会報告	高	木	俊 幸	23	90	114	1995 9
見学会報告 石川島播磨重工業(株)瑞穂工場ガスタービン発電研究所	野	本	秀 雄	23	90	115	1995 9
第 1 回ガスタービン教育シンポジウム報告	熱	田	正 房	23	90	116	1995 9
第 10 回秋季講演会・見学会の報告	丸	田	芳 幸	23	91	104	1995 12
1995 年国際ガスタービン会議報告				23	92	38	1996 3
1995 年国際ガスタービン会議横浜大会を終えて	高	田	浩 之	23	92	38	1996 3
全 般	有	賀	一 郎	23	92	39	1996 3
論文関係	永	野	三 郎	23	92	45	1996 3
展 示	和	田	正 倫	23	92	56	1996 3
ガスタービンフォーラム及び見学会報告「超低 NOx 化に向けての燃焼研究および開発の動向」	高	木	俊 幸	23	92	75	1996 3
第 24 回ガスタービンセミナーを終えて	橋	本	良 作	23	92	76	1996 3
(社)日本ガスタービン学会評議会・総会報告	総	務	理 事	24	93	120	1996 6
日本ガスタービン学会賞(第 8 回)報告	青	木	千 明	24	93	126	1996 6
第 24 回定期講演会報告	丸	田	芳 幸	24	94	71	1996 9
見学会報告 (株)川重ガスタービン研究所	江	田	武 司	24	94	72	1996 9

			卷	号	頁	年月
第2回ガスタービン教育シンポジウム報告	杉	山	勝	彦	24 94 73	1996 9
見学会・技術懇談会報告 ヤンマーディーゼル(株)尼崎工場	佃		嘉	章	24 95 93	1996 12
第11回秋季講演会・見学会の報告	丸	田	芳	幸	24 95 94	1996 12
国際標準化機構・ガスタービン専門委員会 ISO/TC 192 の作業グループ JWG 4 および WG 6 の東京国際会議開催報告	青	木	千	明	24 96 83	1997 3
第25回ガスタービンセミナー報告	黒	川		肇	24 96 85	1997 3
(株)日本ガスタービン学会評議会・総会報告	総	務	理	事	25 97 119	1997 6
ガスタービンシンポジウム報告記	益	田	重	明	25 97 125	1997 6
見学会・技術懇談会報告	阿	部	裕	幸	25 98 136	1997 9
第25回定期講演会報告	野	崎	理	理	25 98 137	1997 9
第3回ガスタービン教育シンポジウム報告	橋	本	良	作	25 98 138	1997 9
1997年度見学会・懇談会報告	佃		嘉	章	25 99 119	1997 12
第12回秋季講演会・見学会の報告	野	崎	理	理	25 99 120	1997 12
第26回ガスタービンセミナー報告	宮	坂		明	25 100 67	1998 3

GTSJ 第22期 委員名簿

選挙管理委員会

山崎 慎一(日産エアロスペース)	太田 有(早大)	金子成彦(東大)	田中泰久(東芝)
春海一佳(船研)	藤原仁志(航技研)	前川裕彦(日産)	三上隆男(IHI)

Bulletin 編集委員会

遠藤征紀(航技研)	田口秀之(航技研)	宮川 浩(IHI)	渋谷幸生(東芝)
園田豊隆(本田)	小松康孝(日立)	服部学明(三井造船)	藤岡昌則(三菱重工)
高村東作(日産)	江田武司(川崎重工)		

国際交流委員会

田丸 卓(航技研)	西澤敏雄(航技研)	青木素直(三菱重工)	荒川忠一(東大)
井上雅弘(九大)	大田原康彦(日立)	古川俊樹(東芝)	藤綱義行(IHI)
本阿弥真治(東理大)			

▶ 入会者名簿 ◀

正会員

川守田 均(新潟鉄工)	門原陽一(IHI)
与那嶺 牧子(琉球大)	早東昇(日立)
永谷真一(富士電機)	齋藤哲朗(東北電力)
大槻靖浩(立山電子)	平田溥(荏原)
山崎秀雄(ヤンマー)	松田健(東芝)
毛利幸雄(新潟鉄工)	長谷川武治(電中研)
柏原克人(日立)	松田喜宏(川崎重工)

田中義朗(荏原)	荻野宏泰(放送大学)
高橋毅(電中研)	正田淳一郎(三菱重工)

学生会員から正会員へ

飯田安彦(日本消防検定協会)	遠藤靖明(前川製作所)
----------------	-------------

賛助会員

(財)石油産業活性化センター	(財)日本自動車研究所
----------------	-------------

				卷	号	頁	年月
第2回ガスタービン教育シンポジウム報告	杉	山	勝	彦	24	94	73 1996 9
見学会・技術懇談会報告 ヤンマーディーゼル(株)尼崎工場	佃		嘉	章	24	95	93 1996 12
第11回秋季講演会・見学会の報告	丸	田	芳	幸	24	95	94 1996 12
国際標準化機構・ガスタービン専門委員会 ISO/TC 192 の作業グループ JWG 4 および WG 6 の東京国際会議開催報告	青	木	千	明	24	96	83 1997 3
第25回ガスタービンセミナー報告	黒	川		肇	24	96	85 1997 3
(株)日本ガスタービン学会評議会・総会報告	総	務	理	事	25	97	119 1997 6
ガスタービンシンポジウム報告記	益	田	重	明	25	97	125 1997 6
見学会・技術懇談会報告	阿	部	裕	幸	25	98	136 1997 9
第25回定期講演会報告	野	崎		理	25	98	137 1997 9
第3回ガスタービン教育シンポジウム報告	橋	本	良	作	25	98	138 1997 9
1997年度見学会・懇談会報告	佃		嘉	章	25	99	119 1997 12
第12回秋季講演会・見学会の報告	野	崎		理	25	99	120 1997 12
第26回ガスタービンセミナー報告	宮	坂		明	25	100	67 1998 3

GTSJ 第22期 委員名簿

選挙管理委員会

山崎 慎一(日産エアロスペース) 太田 有(早大) 金子成彦(東大) 田中泰久(東芝)
 春海一佳(船研) 藤原仁志(航技研) 前川裕彦(日産) 三上隆男(IHI)

Bulletin 編集委員会

遠藤征紀(航技研) 田口秀之(航技研) 宮川 浩(IHI) 渋谷幸生(東芝)
 園田豊隆(本田) 小松康孝(日立) 服部学明(三井造船) 藤岡昌則(三菱重工)
 高村東作(日産) 江田武司(川崎重工)

国際交流委員会

田丸 卓(航技研) 西澤敏雄(航技研) 青木素直(三菱重工) 荒川忠一(東大)
 井上雅弘(九大) 大田原康彦(日立) 古川俊樹(東芝) 藤綱義行(IHI)
 本阿弥真治(東理大)

▶ 入会者名簿 ◀

正会員

川守田 均(新潟鉄工) 門原 陽一(IHI)
 与那嶺 牧子(琉球大) 早東 昇(日立)
 永谷 真一(富士電機) 齋藤 哲朗(東北電力)
 大槻 靖浩(立山電子) 平田 溥(荏原)
 山崎 秀雄(ヤンマー) 松田 健(東芝)
 毛利 幸雄(新潟鉄工) 長谷川 武治(電中研)
 柏原 克人(日立) 松田 喜宏(川崎重工)

田中 義朗(荏原) 荻野 宏泰(放送大学)
 高橋 毅(電中研) 正田 淳一郎(三菱重工)

学生会員から正会員へ

飯田 安彦(日本消防検定協会) 遠藤 靖明(前川製作所)

賛助会員

(財)石油産業活性化センター (財)日本自動車研究所

				卷	号	頁	年月
第2回ガスタービン教育シンポジウム報告	杉	山	勝	彦	24	94	73 1996 9
見学会・技術懇談会報告 ヤンマーディーゼル(株)尼崎工場	佃		嘉	章	24	95	93 1996 12
第11回秋季講演会・見学会の報告	丸	田	芳	幸	24	95	94 1996 12
国際標準化機構・ガスタービン専門委員会 ISO/TC 192 の作業グループ JWG 4 および WG 6 の東京国際会議開催報告	青	木	千	明	24	96	83 1997 3
第25回ガスタービンセミナー報告	黒	川		肇	24	96	85 1997 3
(株)日本ガスタービン学会評議会・総会報告	総	務	理	事	25	97	119 1997 6
ガスタービンシンポジウム報告記	益	田	重	明	25	97	125 1997 6
見学会・技術懇談会報告	阿	部	裕	幸	25	98	136 1997 9
第25回定期講演会報告	野	崎		理	25	98	137 1997 9
第3回ガスタービン教育シンポジウム報告	橋	本	良	作	25	98	138 1997 9
1997年度見学会・懇談会報告	佃		嘉	章	25	99	119 1997 12
第12回秋季講演会・見学会の報告	野	崎		理	25	99	120 1997 12
第26回ガスタービンセミナー報告	宮	坂		明	25	100	67 1998 3

GTSJ 第22期 委員名簿

選挙管理委員会

山崎 慎一(日産エアロスペース) 太田 有(早大) 金子成彦(東大) 田中泰久(東芝)
 春海一佳(船研) 藤原仁志(航技研) 前川裕彦(日産) 三上隆男(IHI)

Bulletin 編集委員会

遠藤征紀(航技研) 田口秀之(航技研) 宮川 浩(IHI) 渋谷幸生(東芝)
 園田豊隆(本田) 小松康孝(日立) 服部学明(三井造船) 藤岡昌則(三菱重工)
 高村東作(日産) 江田武司(川崎重工)

国際交流委員会

田丸 卓(航技研) 西澤敏雄(航技研) 青木素直(三菱重工) 荒川忠一(東大)
 井上雅弘(九大) 大田原康彦(日立) 古川俊樹(東芝) 藤綱義行(IHI)
 本阿弥真治(東理大)

▶ 入会者名簿 ◀

正会員

川守田 均(新潟鉄工) 門原 陽一(IHI)
 与那嶺 牧子(琉球大) 早東 昇(日立)
 永谷 真一(富士電機) 齋藤 哲朗(東北電力)
 大槻 靖浩(立山電子) 平田 溥(荏原)
 山崎 秀雄(ヤンマー) 松田 健(東芝)
 毛利 幸雄(新潟鉄工) 長谷川 武治(電中研)
 柏原 克人(日立) 松田 喜宏(川崎重工)

田中 義朗(荏原) 荻野 宏泰(放送大学)
 高橋 毅(電中研) 正田 淳一郎(三菱重工)

学生会員から正会員へ

飯田 安彦(日本消防検定協会) 遠藤 靖明(前川製作所)

賛助会員

(財)石油産業活性化センター (財)日本自動車研究所

第 23 期通常総会・特別講演会のお知らせ

標記総会・特別講演会を下記により開催致します。ご多忙とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願い致します。

記

開催日：1998年4月17日(金) 13:00～16:30

会場：機械振興会館 6F 66 会議室

(1) 第 23 期通常総会

開催時間：13:00～15:20

議 事：1)平成9年度事業報告

2) 同 決算報告, 監査報告

3)平成10年度評議員・監事選挙結果報告

4)平成10年度役員選出

5) 同 事業計画

6) 同 予算

7)名誉会員選考委員会報告

(2) 特別講演会

開催時間：15:30～16:30

第 4 回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ (予告)

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加ください。

1. 日 時：平成10年7月16日(休), 17(金)

2. 場 所：三菱重工業(株)高砂製作所(兵庫県高砂市)

3. シンポジウムプログラム (予定)

第1日目 午後：ガスタービン概論,
工場見学, 終了後懇親会
第2日目 午前：ガスタービンと流体工学
ガスタービンと伝熱工学
午後：ガスタービンと燃焼工学
ガスタービンと制御工学

4. 参加要領

(1) 定 員：60名

(2) 対象者：理工系大学, 高等専門学校, 大学院在籍者ならびに入社後3年以内の社会人

(3) 参加費：無料

申し込み方法等の詳細は本誌6月号, ポスターおよびホームページ (<http://www.pluto.dti.ne.jp/~gtsj>) をご覧下さい。

1998 年度会費納入のお願い

1998年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚,既に銀行引落しの手続きをなさっている方は,1998年度は1998年4月23日に貴口座により引落しさせていただきます。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便振替	00170-9-179578
銀 行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(株)日本ガスタービン学会です。	

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが,未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上,3月18日迄に事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力をお願い致します。

学会事務局	〒160-0023 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

第 23 期通常総会・特別講演会のお知らせ

標記総会・特別講演会を下記により開催致します。ご多忙とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願い致します。

記

開催日：1998年4月17日(金) 13:00~16:30

会場：機械振興会館 6F 66 会議室

(1) 第 23 期通常総会

開催時間：13:00~15:20

議 事：1)平成9年度事業報告

2) 同 決算報告, 監査報告

3)平成10年度評議員・監事選挙結果報告

4)平成10年度役員選出

5) 同 事業計画

6) 同 予算

7)名誉会員選考委員会報告

(2) 特別講演会

開催時間：15:30~16:30

第 4 回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ (予告)

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加ください。

1. 日 時：平成10年7月16日(休), 17(金)

2. 場 所：三菱重工業(株)高砂製作所(兵庫県高砂市)

3. シンポジウムプログラム (予定)

第1日目 午後：ガスタービン概論,
工場見学, 終了後懇親会
第2日目 午前：ガスタービンと流体工学
ガスタービンと伝熱工学
午後：ガスタービンと燃焼工学
ガスタービンと制御工学

4. 参加要領

(1) 定 員：60名

(2) 対象者：理工系大学, 高等専門学校, 大学院在籍者ならびに入社後3年以内の社会人

(3) 参加費：無料

申し込み方法等の詳細は本誌6月号, ポスターおよびホームページ (<http://www.pluto.dti.ne.jp/~gtsj>) をご覧下さい。

1998 年度会費納入のお願い

1998年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚,既に銀行引落しの手続きをなさっている方は,1998年度は1998年4月23日に貴口座により引落しさせていただきます。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便振替	00170-9-179578
銀 行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(株)日本ガスタービン学会です。	

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが,未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上,3月18日迄に事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

学会事務局 〒160-0023 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
--

第 23 期通常総会・特別講演会のお知らせ

標記総会・特別講演会を下記により開催致します。ご多忙とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願い致します。

記

開催日：1998年4月17日(金) 13:00~16:30

会場：機械振興会館 6F 66 会議室

(1) 第 23 期通常総会

開催時間：13:00~15:20

議 事：1)平成9年度事業報告

2) 同 決算報告, 監査報告

3)平成10年度評議員・監事選挙結果報告

4)平成10年度役員選出

5) 同 事業計画

6) 同 予算

7)名誉会員選考委員会報告

(2) 特別講演会

開催時間：15:30~16:30

第 4 回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ (予告)

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加ください。

1. 日 時：平成10年7月16日(休), 17(金)

2. 場 所：三菱重工業(株)高砂製作所(兵庫県高砂市)

3. シンポジウムプログラム (予定)

第1日目 午後：ガスタービン概論,
工場見学, 終了後懇親会
第2日目 午前：ガスタービンと流体工学
ガスタービンと伝熱工学
午後：ガスタービンと燃焼工学
ガスタービンと制御工学

4. 参加要領

(1) 定 員：60名

(2) 対象者：理工系大学, 高等専門学校, 大学院在籍者ならびに入社後3年以内の社会人

(3) 参加費：無料

申し込み方法等の詳細は本誌6月号, ポスターおよびホームページ (<http://www.pluto.dti.ne.jp/~gtsj>) をご覧下さい。

1998 年度会費納入のお願い

1998年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚,既に銀行引落しの手続きをなさっている方は,1998年度は1998年4月23日に貴口座により引落しさせていただきます。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便振替	00170-9-179578
銀 行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(株)日本ガスタービン学会です。	

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが,未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上,3月18日迄に事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力をお願い致します。

学会事務局 〒160-0023 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
--

第 13 回ガスタービン秋季講演会(北海道大沼)・見学会のお知らせ

第 13 回ガスタービン秋季講演会を下記の日程により北海道にて開催致します。

開催日 1998年10月8日(休), 9日(金)

開催場所 北海道七飯町 大沼国際セミナーハウス
(懇親会は函館市内を予定)

講演申込締切 1998年7月10日(金)

講演原稿締切 1998年9月4日(金)

募集論文内容 会誌6月号にオーガナイズドセッション等の詳細をお知らせします。

見学会 北海道電力森地熱発電所と函館市内を組み合わせたバス見学ツアーを検討しております。

第 26 回ガスタービン定期講演会開催のお知らせ

日本ガスタービン学会(幹事学会)と日本機械学会の共催による第26回ガスタービン定期講演会を下記のように名古屋で開催します。会員多数の方々の参加をお願いいたします。

開催日時 1998年5月29日(金)9:30~17:40

開催場所 名古屋国際会議場

所在地 〒456-0036 名古屋市熱田区熱田西町1番1号

電話 052-683-7711

交通 ・地下鉄名城線名古屋港行で「日比野」、または同線新瑞橋行で「西高蔵」下車、徒歩5分
・タクシーで名古屋駅から約15分、または地下鉄栄駅から約10分

- ・講演プログラムは次ページをご覧ください。
- ・講演会終了後に、会議場内レストランにて、懇親会を開催します。参加登録者は無料ですので、お気軽にご参加ください。

参加登録費(講演論文集代金を含む)

共催学会正会員 7,000円

同 学生会員 3,000円

会員外 12,000円

ただし、学生に限り論文集無しで1,000円で参加できます。

参加申込方法

巻末添付申込書に(1)氏名、(2)所属学会・会員番号・会員資格、(3)勤務先、(4)連絡先、(5)送金額・送金方法および送金予定日を記入し、学会事務局宛てにお送りください。講演者も参加登録をお願いします。

準備の都合上、できるだけ5月15日(金)までにお申し込みください。当日の参加登録も受け付けます。

参加登録費の送金方法

下記により5月22日(金)までにご送金ください。会社名にて銀行送金される場合は、お手数でも送金日および送金内訳を電話またはFAXにてご一報ください。

・郵便振替 No. 00170-9-179578

(社)日本ガスタービン学会

- ・銀行振込 第一勧業銀行西新宿支店
普通 No. 067-1703707 (社)日本ガスタービン学会
- ・現金書留

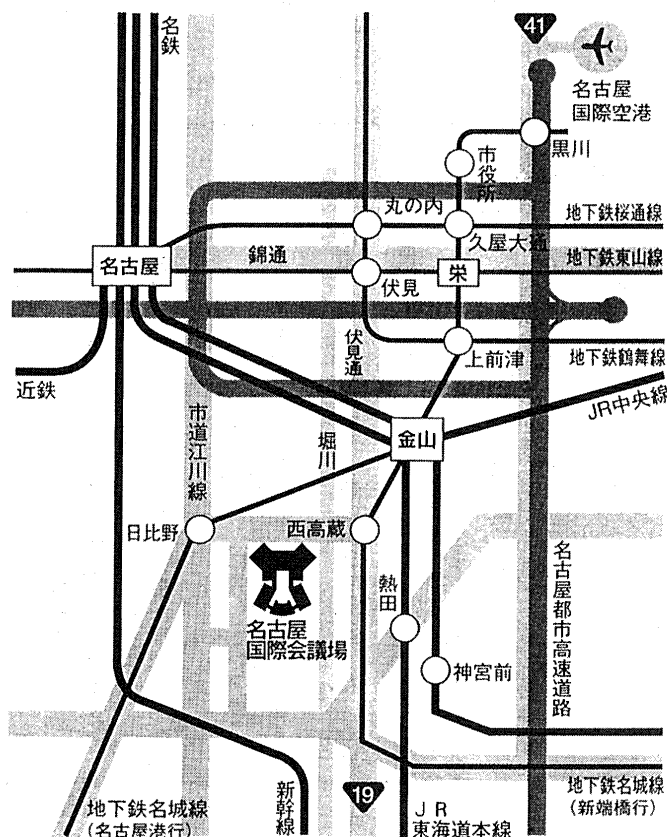
講演論文集

講演論文集は講演会当日、会場でお渡しします。論文集のみをご希望の方は講演会終了後に残部を実費(3,000円、送料共)にて頒布いたしますので、学会事務局までお問い合わせください。

宿泊のご案内

サイプレスガーデンホテル (TEL: 052-679-1661)

金山総合駅より徒歩1分。1泊朝食付9,300円。ガスタービン学会である旨を告げ、直接お申し込みください。(担当: 浅野智也氏)



第 13 回ガスタービン秋季講演会(北海道大沼)・見学会のお知らせ

第 13 回ガスタービン秋季講演会を下記の日程により北海道にて開催致します。

開催日 1998年10月8日(休), 9日(金)

開催場所 北海道七飯町 大沼国際セミナーハウス
(懇親会は函館市内を予定)

講演申込締切 1998年7月10日(金)

講演原稿締切 1998年9月4日(金)

募集論文内容 会誌6月号にオーガナイズドセッション等の詳細をお知らせします。

見学会 北海道電力森地熱発電所と函館市内を組み合わせたバス見学ツアーを検討しております。

第 26 回ガスタービン定期講演会開催のお知らせ

日本ガスタービン学会(幹事学会)と日本機械学会の共催による第26回ガスタービン定期講演会を下記のように名古屋で開催します。会員多数の方々の参加をお願いいたします。

開催日時 1998年5月29日(金)9:30~17:40

開催場所 名古屋国際会議場

所在地 〒456-0036 名古屋市熱田区熱田西町1番1号

電話 052-683-7711

交通 ・地下鉄名城線名古屋港行で「日比野」、または同線新瑞橋行で「西高蔵」下車、徒歩5分
・タクシーで名古屋駅から約15分、または地下鉄栄駅から約10分

- ・講演プログラムは次ページをご覧ください。
- ・講演会終了後に、会議場内レストランにて、懇親会を開催します。参加登録者は無料ですので、お気軽にご参加ください。

参加登録費 (講演論文集代金を含む)

共催学会正会員 7,000円

同 学生会員 3,000円

会員外 12,000円

ただし、学生に限り論文集無しで1,000円で参加できます。

参加申込方法

巻末添付申込書に(1)氏名、(2)所属学会・会員番号・会員資格、(3)勤務先、(4)連絡先、(5)送金額・送金方法および送金予定日を記入し、学会事務局宛てにお送りください。講演者も参加登録をお願いします。

準備の都合上、できるだけ5月15日(金)までにお申し込みください。当日の参加登録も受け付けます。

参加登録費の送金方法

下記により5月22日(金)までにご送金ください。会社名にて銀行送金される場合は、お手数でも送金日および送金内訳を電話またはFAXにてご一報ください。

・郵便振替 No. 00170-9-179578

(株)日本ガスタービン学会

- ・銀行振込 第一勧業銀行西新宿支店
普通 No. 067-1703707 (株)日本ガスタービン学会
- ・現金書留

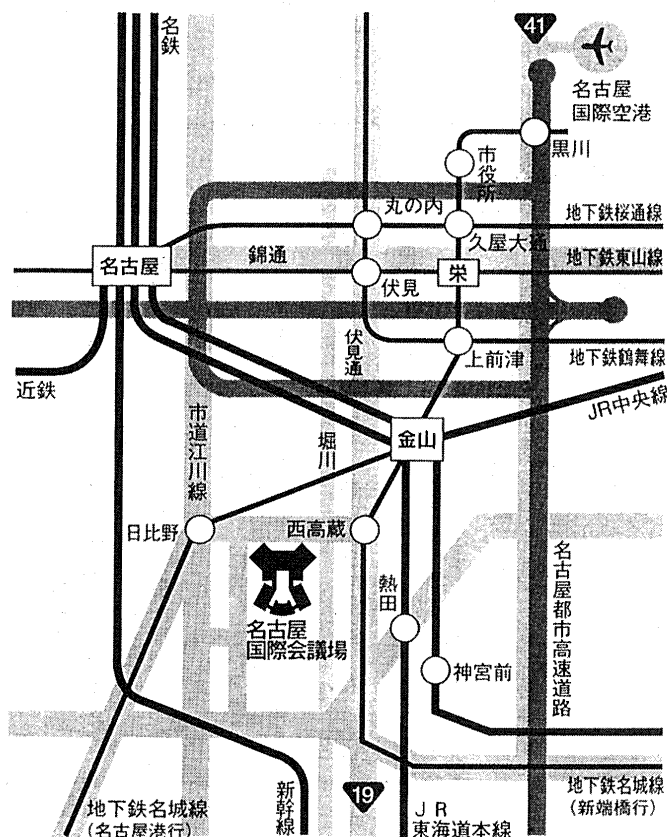
講演論文集

講演論文集は講演会当日、会場でお渡しします。論文集のみをご希望の方は講演会終了後に残部を実費(3,000円、送料共)にて頒布いたしますので、学会事務局までお問い合わせください。

宿泊のご案内

サイプレスガーデンホテル (TEL: 052-679-1661)

金山総合駅より徒歩1分。1泊朝食付9,300円。ガスタービン学会である旨を告げ、直接お申し込みください。
(担当: 浅野智也氏)



第26回ガスタービン定期講演会プログラム

(一般講演 講演時間20分 討論10分 *印 講演者、連名者の所屬が省略されている場合は後者と同じです。)

第1室		第2室		第3室			
9:30	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器 座長：湯浅三郎 (都立科技大)</p> <p>A-1 ガスタービン燃焼器内の燃焼場における速度分布 *大塚正義、井戸田芳典、大久保陽一郎、杉山勝彦 (豊田中央研究所)</p> <p>A-2 予蒸発予混合燃焼方式を用いた低NOx燃焼器の研究 *池崎隆司、藤秀実 (AMG)、中北智文 (石川島播磨)</p> <p>A-3 石炭ガス化中カロリ燃料用ガスタービン燃焼器の開発 *長谷川武治、久松暢、香月靖生、佐藤幹夫 (電中研)、山田正彦、小野田昭博、宇都宮正治 (東芝)</p>	9:30	<p>《一般講演》性能 座長：壹岐典彦 (機械技研)</p> <p>B-1 ブレインサイクルの理論エネルギー変換効率について (2理論熱効率と2理論エネルギー効率の比較) *永田勝 (大阪産大)</p> <p>B-2 自動車用100kW CGTのタービン入口温度1350°Cエンジン性能評価 中沢則雄、荻田浩司、*高橋政行、川口能広 (三菱自工)</p> <p>B-3 水噴霧を利用したガスタービンの出力増加 (115MW シンプレックスサイクル発電設備による原理の実証) *宇多村元昭、桑原孝明、村田英太郎、堀井信之 (日立)</p>	9:30	<p>《一般講演》潤滑1 座長：児玉秀和 (石川島播磨)</p> <p>C-1 高温・高速軸受用潤滑油の開発 *南政美、山本伸一、藤井健次、森正継 (AMG)</p> <p>C-2 高温高速円筒ころ軸受用保持器材の開発 *藤井幸生、藤井健次、前田喜久男、山本伸一 (AMG)</p> <p>C-3 高温高速条件下におけるハイブリッドセラミック玉軸受の回転特性 *由井秀人、相原了、山本伸一 (AMG)、山添正信 (日本精工)</p>	11:00	11:00
11:10	<p>《一般講演》圧縮機 座長：原田英臣 (荏原総研)</p> <p>A-4 多段軸流圧縮機の三次元数値解析と検証実験 *木村和男、若原剛人 (新潟鉄工所)、野崎理、菊地一雄、西澤敏雄、斉藤喜夫、田村敦宏 (航技研)、松木正勝 (日本工大)</p> <p>A-5 二重斜衝撃波翼による高速動翼の衝撃波損失低減 *野原隆樹、水田郁久、小林健児 (AMG)</p>	11:10	<p>《一般講演》翼列 座長：前田福夫 (東芝)</p> <p>B-4 遷音速翼列間流路に生じる衝撃波変動に関する研究 (翼間流れ場の計測) *松下政裕、白鳥敏正、桜井忠一 (都立科技大)</p> <p>B-5 遷音速タービン翼列の振動特性の数値解析 *青塚瑞穂、渡辺紀徳 (東大)</p>	11:10	<p>《一般講演》材料 座長：井亀 優 (船舶技研)</p> <p>C-4 HIP拡散接合による酸化物分散強化(ODS)合金のタービン静翼への適用研究 *松田喜宏、秋川尚史、能美伸一郎、瀧北俊裕 (川崎重工)、吉田豊明、瀧將展 (航技研)</p> <p>C-5 SiCセラミック長繊維複合材料による部品化プロセスの開発 *伊藤義康、池田功、亀田常治 (東芝)</p>	11:10	12:10

<p>13:00 《特別講演》</p> <p>「ガスタービン用熱交換器の動向」(仮題)</p> <p>熊田 雅弥 (岐阜大学工学部機械システム工学科教授)</p> <p>座長：川口 修 (慶応大)</p>	
<p>14:00 《一般講演》燃焼器</p> <p>座長：井上 洋 (日立)</p> <p>A-6 パイロット付希薄予混合燃焼器モデルの排気特性 *高村倫太郎、田伏寛郎、川口修 (慶応大)</p> <p>A-7 水素-酸素-水蒸気量論比混合気のバーナー火炎吹き飛び特性 壹岐典彦 (機械技研)、*足永拓郎 (東京電機大院)、濱純、古谷博秀、高橋三餘 (機械技研)</p> <p>A-8 超小型水素ガスタービン用希薄予混合燃焼器の改良と運転試験 *秋月涉、吉永昌司、湯浅三郎、後藤登 (都立科技大)</p>	<p>14:10 《一般講演》タービン</p> <p>座長：野崎 理 (航技研)</p> <p>B-6 逆解析と順解析を併用した冷却タービン翼吸熱源のひとつの決定法 *橋本孝明、井上祥史 (愛知技術短大)</p> <p>B-7 高負荷・高膨張比タービンの試験研究(第2報) 清水邦弘、*野上龍馬 (AMG)</p> <p>B-8 低レイノルズ数域における葉状タービン翼列特性(第4報：主流乱れの影響) *松沼孝幸、阿部裕幸 (機械技研)、村田耕史 (筑波大院)、筒井康賢 (機械技研)</p>
<p>14:10 《一般講演》潤滑2</p> <p>座長：荻田浩司 (三菱自工)</p> <p>C-6 高速条件下における高温潤滑油の潤滑特性 *八谷耕一、由井秀人、相原了、山本伸一 (AMG)</p> <p>C-7 サーカムフレンシヤルシールの高温・高速シール特性 *松井伸悟、松本謙司、村上昌也、山本伸一、岡田健 (AMG)</p> <p>C-8 カーボン基系複合材の高温・高速固体潤滑特性 *松本謙司、長田晴裕、山本伸一、岡田健 (AMG)</p>	<p>14:10</p> <p>15:40</p>
<p>15:40 《パネルディスカッション》</p> <p>「ガスタービンユーザーの立場から」</p> <p>パネリスト 一松正道 (大阪ガス(株) エネルギー技術部) 小林 隆 (東京電力(株) 富津火力建設所) 田辺 耕造 (日本航空(株) 成田エンジン整備工場)</p> <p>座長：荒木達雄 (武蔵工大)</p>	<p>15:40</p> <p>17:40</p>

1999 年国際ガスタービン会議神戸大会のお知らせ

準備委員会委員長 葉山 真治

既にアナウンスメントでお知らせいたしておりますように、1999 年秋に次期国際ガスタービン会議を下記要領にて開催すべく準備が進められております。今回ははじめて関西地区で開催する事になりますが、会議が従来以上に実りあるものと成りますように会員の皆様方のご協力をお願いいたします。なお、詳しいご案内は 5 月はじめにはお届けできると思っておりますが、下記ホームページでも最新情報をお知らせして行く予定でおります。

会 期：1999 年 11 月 14 日(日)～11 月 19 日(金)
 会 場：神戸国際会議場及び神戸国際展示場
 研究発表講演予定数：約 150 件
 展示ブース数：約 100 ブース

ホームページアドレス：<http://www.pluto.dti.ne.jp/~gtsj>

1998 年度第 1 回見学会のお知らせ

1998 年度第 1 回見学会を下記の要領で開催を致します。10 MW と 18 MW クラスのガスタービン発電装置の発電所と航空機ジェットエンジンの整備状況を見学します。奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時 1998 年 6 月 26 日(金) 9:00～15:30
2. 見 学 先 (1) 東京都下水道局森ヶ崎水処理センター、ガスタービン発電設備
 (2) 全日空原動機センター、ジェットエンジン整備工場(東京羽田国際空港内)

3. スケジュール

- 9:00 東京モノレール「昭和島」駅前集合
- 9:15～12:00 東京都下水道局森ヶ崎水処理センター見学
- 12:00～13:15 昼食(各自自由に昼食を取って下さい)
- 13:15 東京モノレール「整備場」駅前再集合
- 13:15～15:30 全日空ジェットエンジン整備工場見学
- 15:30 全日空原動機センター前で解散

4. 参加要領

- 1) 定員 50 名(定員超過の場合は抽選、全員にお知らせします)
- 2) 申し込み方法：下記の申込書にご記入の上 FAX 又は郵送にて学会事務局へお送り下さい。
- 3) 参加費：3000 円当日お支払い下さい。

見学会参加申込書

(1998 年 6 月 26 日)

(社)日本ガスタービン学会 行
 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

1999 年国際ガスタービン会議神戸大会のお知らせ

準備委員会委員長 葉山 真治

既にアナウンスメントでお知らせいたしておりますように、1999 年秋に次期国際ガスタービン会議を下記要領にて開催すべく準備が進められております。今回ははじめて関西地区で開催する事になりますが、会議が従来以上に実りあるものと成りますように会員の皆様方のご協力をお願いいたします。なお、詳しいご案内は 5 月はじめにはお届けできると思っておりますが、下記ホームページでも最新情報をお知らせして行く予定でおります。

会 期：1999 年 11 月 14 日(日)～11 月 19 日(金)
 会 場：神戸国際会議場及び神戸国際展示場
 研究発表講演予定数：約 150 件
 展示ブース数：約 100 ブース

ホームページアドレス：<http://www.pluto.dti.ne.jp/~gtsj>

1998 年度第 1 回見学会のお知らせ

1998 年度第 1 回見学会を下記の要領で開催を致します。10 MW と 18 MW クラスのガスタービン発電装置の発電所と航空機ジェットエンジンの整備状況を見学します。奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時 1998 年 6 月 26 日(金) 9:00～15:30
2. 見 学 先 (1) 東京都下水道局森ヶ崎水処理センター、
ガスタービン発電設備
(2) 全日空原動機センター、
ジェットエンジン整備工場
(東京羽田国際空港内)

3. スケジュール

- 9:00 東京モノレール「昭和島」駅前集合
- 9:15～12:00 東京都下水道局森ヶ崎水処理センター見学
- 12:00～13:15 昼食(各自自由に昼食を取って下さい)
- 13:15 東京モノレール「整備場」駅前再集合
- 13:15～15:30 全日空ジェットエンジン整備工場見学
- 15:30 全日空原動機センター前で解散

4. 参加要領

- 1) 定員 50 名(定員超過の場合は抽選、全員にお知らせします)
- 2) 申し込み方法：下記の申込書にご記入の上 FAX 又は郵送にて学会事務局へお送り下さい。
- 3) 参加費：3000 円当日お支払い下さい。

見学会参加申込書

(1998 年 6 月 26 日)

(社)日本ガスタービン学会 行
 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

学会からの発行予定刊行物

- 1) Bulletin of GTSJ (1998年版) 3月発行予定
2) (社)日本ガスタービン学会 25年史 4月発行予定
上記刊行物を発行の予定です。お申込みの場合は、申込書を FAX 又は郵送で事務局へお送り下さい。

Bulletin・25年史 申込書

(社)日本ガスタービン学会 行
FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

※購入希望に○印をおつけ下さい

	単価	希望部数	計
Bulletin (1998年版)	¥2,000		
25年史	¥2,000		
		計	

【事務局への連絡事項】

*送金方法 (○印をつけて下さい) 送金予定日 月 日

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

*請求書の発行について

1. 要 宛名 () 2. 不要

*領収書の発行について

1. 要 宛名 () 2. 不要

第26回ガスタービン定期講演会

(1998年5月29日)

参加申込書

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

会社名	
所在地 〒	
TEL	
FAX	

参加者名 (所在地・連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入下さい。)

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX	所属学協会 GTSJの加は領 No. をご記入下さい	懇親会出席 の有無 ○印をつけて下さい
				出・欠
				出・欠
				出・欠
				出・欠
				出・欠

【事務局への連絡事項】

*送金方法 (○印をつけて下さい)

参加費送金予定日 月 日

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留
- 当日受付にて支払

*請求書の発行について

1. 要 宛名 ()
2. 不要

*領収書の発行について

1. 要 宛名 ()
2. 不要

編集 後記

3月号は学会誌100号という記念すべきもので、編集に当たっては、何か特徴のある構成とすべきではないかと担当委員である菅委員、佐々木委員、長谷川委員をはじめ編集委員全員で協議しましたが、むしろ特集を組まない方が良いとの結論になりました。

“100号に寄せて”の執筆は元委員長の葉山先生にお願いしたところ、快くお引き受け頂きました。論説・解説には機械駆動用ガスタービンの中で、注目を浴びて来た排水ポンプ等の駆動機としてのガスタービンを取り上げてみました。排水ポンプ機場用として、新しい製品開発も活発で、立型やL型ガスタービンが実現し、さらにコンパクトなガスタービン装置が多く世に出てきています。

現在、数多くの基礎的な研究報告や貴重な報告を技術論文として投稿頂いております。その中から順次掲載させて頂くこととなりますが、今回は技術論文に軸流圧縮機の通路部設計法、イジリウムの気化に及ぼす酸素濃度等の影響、100kW自動車用CGT要素開発、振動翼列の非定常空力解析の4件が掲載されることになりました。他にも多く投稿されており、それぞれのテーマで高いレベルの研究結果が得られているようです。今後もいっそうの投稿をお願いする次第です。

“表紙によせて”は日本で初めて設計・製作された国産第1号ガスタービンが紹介されました。それが太平洋

戦争終戦前であったのは驚きです。戦後の長い空白の時を経て、今日では本号で紹介されていますように1500°C級ガスタービンを用いた高効率コンバインドサイクルプラントが実用化されています。このような動きは21世紀に向けて大きく展望を開くものと思います。

ガスタービン学会誌がA4版に変わって、早や8冊発刊され、会員諸氏の手馴染んだ頃と思います。100号からはいつでもどこでも手軽に持ち歩いて、適当な時間で読み終わられるボリュームとしたいと考え、編集しました。本号が会員の皆様に興味深く読んで頂けることを願っています。

年末・年始のご多忙のところ、記事をお寄せ頂いた著者の方々に厚くお礼申し上げます。(植草 久雄)

<表紙写真>

終戦前の荏原ガスタービン

説明：昭和18年(1943)運転に成功した日本で初めてのガスタービンで、25段軸流圧縮機、4段軸流タービンを持つ1軸ガスタービン。

本機は旧日本海軍からの下命で設計・製作されたもので、その後設計・製作された航空用ガスタービン“ネ-20”の技術的基礎となった。

(提供 株式会社荏原製作所)

だより

✪事務局✪

東京の今年の冬は、2月にも一度ありましたが、1月には8日、15日と2度の大雪に見舞われ、大変な思いをしました。年末から不調だった事務局のヒーターが大雪の頃には全然きかなくなり、外で雪がシンシンと降っているのを見ながら、コートを着込んで仕事をしていました。

今年に入ってから1月のセミナー、2月のフォーラム、シンポジウムと行事もすべて終了し、あとは年度末の諸々の事務を残すのみとなりました。といっても3月号の学会誌、Bulletin、学会25年史とこれから発行しなければならない出版物も多く、決算期を迎えてまたもやドタバタしそうです。

前回の本欄で当学会のホームページとEメールをご案内しましたが、今の所まだ不備な点が多く、なかなかスムーズに使いこなせるところまでいっていません。こちらからの連絡もすべてEメールというのなら事務的にも楽になりますが、Eメール、FAX、郵便と三種混合ではかえって手間がかかってしまうというのが現状で

す。やはり同じように事務的にかなり手間どるのが会費請求、受入作業です。会員の半分の方は銀行の自動引落の手続きをとって下さってご協力いただいているのですが残り半分の方には銀行振込・郵便振替・現金書留でお送りいただいております。

ところが銀行振込では個人のお名前でお送り下さらない方もいて、どなたの分か確定するのに大騒動ということも少なくありません。そんなわけで他学会の例をみましても会員の80%~90%の方が自動引落ししていただければかなりの事務量の削減ができ、その分他の会員サービスに時間をさくことが出来ると思いますので、是非ご協力お願い致します。

今回も巻末に振替用紙を添付しましたのでご記入の上事務局までご返送下さい。

[A]

編集 後記

3月号は学会誌100号という記念すべきもので、編集に当たっては、何か特徴のある構成とすべきではないかと担当委員である菅委員、佐々木委員、長谷川委員をはじめ編集委員全員で協議しましたが、むしろ特集を組まない方が良いとの結論になりました。

“100号に寄せて”の執筆は元委員長の葉山先生にお願いしたところ、快くお引き受け頂きました。論説・解説には機械駆動用ガスタービンの中で、注目を浴びて来た排水ポンプ等の駆動機としてのガスタービンを取り上げてみました。排水ポンプ機場用として、新しい製品開発も活発で、立型やL型ガスタービンが実現し、さらにコンパクトなガスタービン装置が多く世に出てきています。

現在、数多くの基礎的な研究報告や貴重な報告を技術論文として投稿頂いております。その中から順次掲載させて頂くこととなりますが、今回は技術論文に軸流圧縮機の通路部設計法、イジリウムの気化に及ぼす酸素濃度等の影響、100kW自動車用CGT要素開発、振動翼列の非定常空力解析の4件が掲載されることになりました。他にも多く投稿されており、それぞれのテーマで高いレベルの研究結果が得られているようです。今後もいっそうの投稿をお願いする次第です。

“表紙によせて”は日本で初めて設計・製作された国産第1号ガスタービンが紹介されました。それが太平洋

戦争終戦前であったのは驚きです。戦後の長い空白の時を経て、今日では本号で紹介されていますように1500°C級ガスタービンを用いた高効率コンバインドサイクルプラントが実用化されています。このような動きは21世紀に向けて大きく展望を開くものと思います。

ガスタービン学会誌がA4版に変わって、早や8冊発刊され、会員諸氏の手馴染んだ頃と思います。100号からはいつでもどこでも手軽に持ち歩いて、適当な時間で読み終わられるボリュームとしたいと考え、編集しました。本号が会員の皆様に興味深く読んで頂けることを願っています。

年末・年始のご多忙のところ、記事をお寄せ頂いた著者の方々に厚くお礼申し上げます。(植草 久雄)

<表紙写真>

終戦前の荏原ガスタービン

説明：昭和18年(1943)運転に成功した日本で初めてのガスタービンで、25段軸流圧縮機、4段軸流タービンを持つ1軸ガスタービン。

本機は旧日本海軍からの下命で設計・製作されたもので、その後設計・製作された航空用ガスタービン“ネ-20”の技術的基礎となった。

(提供 株式会社荏原製作所)

だより

✪事務局✪

東京の今年の冬は、2月にも一度ありましたが、1月には8日、15日と2度の大雪に見舞われ、大変な思いをしました。年末から不調だった事務局のヒーターが大雪の頃には全然きかなくなり、外で雪がシンシンと降っているのを見ながら、コートを着込んで仕事をしていました。

今年に入ってから1月のセミナー、2月のフォーラム、シンポジウムと行事もすべて終了し、あとは年度末の諸々の事務を残すのみとなりました。といっても3月号の学会誌、Bulletin、学会25年史とこれから発行しなければならない出版物も多く、決算期を迎えてまたもやドタバタしそうです。

前回の本欄で当学会のホームページとEメールをご案内しましたが、今の所まだ不備な点が多く、なかなかスムーズに使いこなせるところまでいっていません。こちらからの連絡もすべてEメールというのなら事務的にも楽になりますが、Eメール、FAX、郵便と三種混合ではかえって手間がかかってしまうというのが現状で

す。やはり同じように事務的にかなり手間どるのが会費請求、受入作業です。会員の半分の方は銀行の自動引落の手続きをとって下さってご協力いただいているのですが残り半分の方には銀行振込・郵便振替・現金書留でお送りいただいております。

ところが銀行振込では個人のお名前でお送り下さらない方もいて、どなたの分か確定するのに大騒動ということも少なくありません。そんなわけで他学会の例をみましても会員の80%~90%の方が自動引落ししていただければかなりの事務量の削減ができ、その分他の会員サービスに時間をさくことが出来ると思いますので、是非ご協力お願い致します。

今回も巻末に振替用紙を添付しましたのでご記入の上事務局までご返送下さい。

[A]

学会誌編集規定

1996.2.8 改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A. 投稿原稿 会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B. 依頼原稿 本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C. 学会原稿 学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 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。

8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0003 東京都港区西新橋1-17-5
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブロ(株) 制作部編集室
ガスタービン学会誌担当 越司 昭

技術論文投稿規定

1997.1.28 改訂

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) 主たる著者は本学会会員であること。

2) 投稿原稿は著者の原著で、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。

3) 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であること。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. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者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部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7. および8. を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol. 25 No. 100 1998. 3

発行日 1998年3月10日

発行所 社団法人 日本ガスタービン学会

編集者 山根隆一郎

発行者 有賀一郎

〒160-0023 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

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0003 東京都港区西新橋2-5-10

Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3501-5717

© 1998, (株)日本ガスタービン学会

複写をされる方に 本誌に掲載された著作物を複写する場合は、次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 (株)日本工学会内
学協会著作権協議会

Tel. 03-3475-4621 Fax. 03-3403-1738