

## 思い出すままに

吉識 晴夫<sup>\*1</sup>

YOSHIKI Haruo

ガスタービンとの付き合いも30年以上となった。そこで記憶をたどり、日本ガスタービン会議の発足当時を中心に、思い出すままに書くことにする。

### ガスタービンとの出会い

実物のガスタービンを目にしたのは、私が大学院の学生時代であった。1965年の修士の時、東大生研の水町先生の授業で六本木にある水町研を見学し、先生が研究をされていたラジアルタービンの実験装置を見学させて頂いたのが最初である。また当時、水町研ではトヨタ自動車が発動機用ガスタービンの開発研究を行っており、そのガスタービンの制御室が中二階に設けられていた。窓は防弾ガラス、壁は鋼鉄製で、回転体の破損事故に対する準備が重要であることを実感させられたことが、強く印象に残っている。その後、水町研でターボ過給機の実験を行う際、実験装置の周りに砂袋を積んで実験したことを覚えている。もっとも、この防護措置は、実験機が当初の軸を細く削った特別な仕様であったことに起因していたためと思う。

### ターボ過給機との付き合い

私が東大生研に来てから、ターボ過給機の非定常流特性の研究を行ってきた。この研究では、都立大学の平山先生の研究室との研究会、慶應義塾大学の渡部先生、有賀先生の研究室との研究交流を行い、有益なご意見を色々頂いた。その後これらの先生方とは、ガスタービン学会等において親しくご薫陶を頂いてきました。また、ターボ過給機メーカーや自動車会社には、技術資料や実験機器の提供など、研究遂行上多々お世話になっており、この場を借りてお礼申し上げます。

### 日本ガスタービン学会との関係

1971年に行われた日本で最初の国際ガスタービン会議では、水町先生が論文委員会の委員長をされていた関係で、会議運営のお手伝いを1970年から行った。初めての国際会議とのことで、各論文に対し事前討論をお願いした。論文全てに目を通したわけではないが、論文に対する事前討論の提出状況と討論内容を全て整理し、ガスタービンについて大いに勉強させて頂いた。当時の計算機は、現在のパソコンとは比較できる代物ではなく、手作業で全て処理したことを覚えている。また会期前に

は、東大や慶大等の学生達にアルバイトをお願いし、会場の準備や会期中の会場運営の手伝いをしてもらった。会期直前には種々雑多な飛込みの仕事が入り、学生達にかなり無理なお願いをした。このため、これら他大学の学生の中には、今でも研究室の卒業生と同じような気持ちでお付き合いさせてもらっている人もいます。

国際会議終了後には、国内のガスタービン関係者の集まりとしての日本ガスタービン会議の設立に関係することになった。そして、1972年に同会議が発足した時には、日本鋼管におられた佐藤玉太郎氏が委員長を務める統計作成特別委員会に委員として参加した。統計資料の調査項目、分類の仕方、機器構成の表示法等、何度も会合を重ねて検討した。出力区分は、ASME Sawyerのガスタービンカタログに合わせた。大区分は1,000 PS未満と1,000 PS以上の2区分とした。そして、それまで会社毎にASMEへ送付していたガスタービンの生産統計資料は、委員会が一括してASMEへ送付することにし、各社の負担を軽減した。1973年には、ガスタービンの単機容量の増大に伴い、出力大区分に30,000 PS以上の区分を追加し、現在に至っている。結局、統計委員は途中2期の委員長を含めて、1994年3月迄務めることになった。この委員会では、国内のガスタービン及びターボ過給機の生産状況を詳細に知ることができ、日本の経済動向の一端を垣間見た気がする。

また同会議発足時には、会議会報の創刊に向け水町先生を委員長とする編集幹事会にも参加し、誌面の割付け等で日青工業の担当者との間で、校正を何度も繰り返した。東工大の一色先生には、記事毎のカット図を描いて頂き、手作り会報の味を出して頂いた。さらに、東大の田中先生が編集委員長をされた1973年には、執筆要領の素案作成のお手伝いもさせて頂いた。これらの仕事を振り返ると、現在の編集業務とは隔世の感がある。

その後、ガスタービン学会になってからは、企画委員長や総務委員長等も務めさせて頂いた。最近では、学会の定款変更や財務改善等の重要課題の検討を依頼され、学会事務局にいる時間が増えることになった。

### おわりに

日本ガスタービン会議設立当初は、個人会員と維持会員合わせて約600名の会員であった。現在では2,000名を超える会員となり、日本ガスタービン学会の隆盛を見ることは、ご同慶の至りに存じます。最後に、学会の益々の発展を祈って結びとします。

原稿受付 2001年8月31日

\*1 東京大学 生産技術研究所

〒153-8505 目黒区駒場4-6-1

# ガスタービン用洗浄再生可能吸気フィルタ

土居与志幸<sup>\*1</sup>

DOI Yoshiyuki

前島 茂<sup>\*2</sup>

MAEHATA Shigeru

青田 豊誠<sup>\*1</sup>

AOTA Toyosei

島田 宣義<sup>\*2</sup>

SHIMADA Nobuyoshi

秋田 秀明<sup>\*1</sup>

AKITA Hideaki

岡田 秀武<sup>\*2</sup>

OKADA Hidetake

キーワード：吸気，フィルタ，洗浄，超音波，キャビテーション，産業廃棄物，ダスト，再利用，リサイクル

## 1. はじめに

近年発電プラントとして重要な地位を占めるようになったガスタービンコンバインドサイクルは高効率の環境にやさしいプラントである。しかしながら，昨今，ガスタービンへの一層の効率向上及び信頼性向上が要求されており，その一環として，ガスタービン吸気フィルタを高性能化している。現状，このフィルタは一定期間使用後新品と交換される所謂使い捨て品であり，使用済品は産業廃棄物として処分されるため，ユーザーにとって重荷になり始めている。産業廃棄物の処理では，近年，香川県豊島等で問題が大きくなっており，大幅削減が社会全体で叫ばれ，昨年5月には「循環型社会形成推進基本法」が国会で法制化された。これによって廃棄物の処理責任を製品の生産者に求める考えが明記された。かかる今日の環境下では，吸気フィルタを洗浄して繰り返し再利用することへの期待が高まっている。

そこで，本報ではガスタービン用吸気フィルタを洗浄して再利用する技術の開発状況について概説する。

## 2. ガスタービン用吸気フィルタ設備の設置目的<sup>(1)</sup>

ガスタービンの空気圧縮機が吸気する大気には様々な成分，粒径を持ったダストが多く含まれている。ガスタービン用吸気フィルタは空気圧縮機翼のダスト付着(汚れ)による経時的な性能低下の防止ならびに大気雰囲気中のガスタービンに悪影響を及ぼす腐食性成分除去を目的として設置されている。

吸気中に含まれるダストのガスタービンに対する影響は，ダスト粒径は空気圧縮機翼の汚れや摩耗に，ダスト成分についてはタービンの高温部品の信頼性に影響を及ぼす。

一般的にガスタービンに流入するダスト粒径が $5\mu\text{m}$ 以下の場合は圧縮機翼の汚れを， $10\mu\text{m}$ 以上の場合は圧縮機翼のエロージョンを招く原因となり， $5\sim 10\mu\text{m}$ の

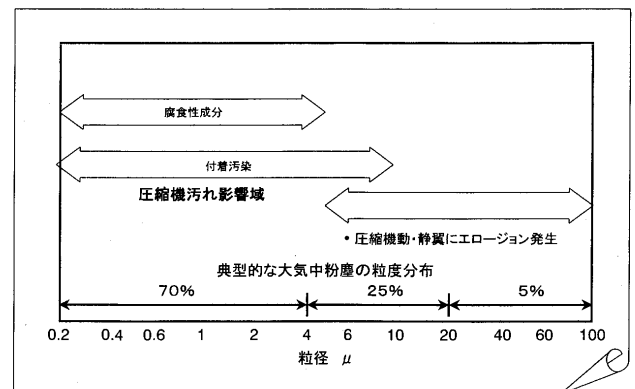


図1 ダスト粒径が及ぼすガスタービンへの影響

範囲はその遷移域であることが分かっている。(図1)特に圧縮機翼の汚れが性能低下に顕著に影響する新型(高効率)ガスタービンでは，経時的な性能低下防止に高性能の吸気フィルタ設置が効果を上げている。

また，ダストの成分についてはガスタービンの信頼性を損なう腐食性(主としてアルカリ)成分の除去が必要であるが，これらの成分はダストに含まれるものであり，腐食性成分の除去効率はダスト粒子の除去効率に依存する。従って，大気条件の悪い環境に設置されるガスタービンでは，高性能の吸気フィルタの設置によりガスタービンの高温部品の信頼性を高めることができる。

## 3. ガスタービン吸気フィルタ設備の概要<sup>(1)</sup>

ガスタービンの保護に利用される吸気フィルタシステムはSTATICタイプとSELF-CLEANNINGタイプとの2種類に分類される。

STATICタイプとは，一般的にパネルフィルタと呼ばれる正方形のフィルタエレメントを1～3段に重ね合わせて設置するタイプであり，二段式(粗塵フィルタ+中性能フィルタ)或いは，三段式(粗塵フィルタ+高性能フィルタ+HEPAフィルタ)の設備が主として採用されている。後者のHEPAフィルタは，経時的な性能低下防止に効果的である。

SELF-CLEANNINGタイプとは，ガスタービン運転

原稿受付 2001年9月13日

\*1 三菱重工業株式会社高砂製作所プラント技術部  
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1-1

\*2 川重原動機工事株式会社  
〒650-8670 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1-1

中、フィルタにダストが付着して差圧が上昇すると差圧スイッチがそれを感知し、その信号により円筒形のフィルタエレメントの内側より逆洗空気を噴射して付着したダストを除去するタイプのフィルタ設備である。

#### 4. エアフィルタの種類

エアフィルタは捕集する粒子の粒径や目的によって表1の様に分類できる<sup>(1)</sup>。

ダスト捕集対象粒径が大きい方から、粗塵フィルタ、中性能フィルタ、高性能フィルタ、HEPAフィルタに分類される。いずれのフィルタ共、濾材に主としてガラス繊維が、若しくは合成繊維が用いられている。

#### 5. フィルタ洗浄装置の歩み

川崎重工業は平成5年より船用ガスタービン吸気フィルタの洗浄再生の研究に着手し、平成6年に粗塵フィルタ洗浄装置を製品化した。引き続き、中・高性能フィルタ洗浄装置の開発を進め、平成7年に初号機を完成、ビル空調用フィルタの洗浄用に納入した。以来、これまでに関西国際空港株式会社をはじめ、ビルのオーナーやフィルタ洗浄業者などに中・高性能フィルタ洗浄用としてこれを販売している。更に、自社工場にもこれを設置し、関連会社である川重原動機工事株式会社が洗浄事業を展開すると共に、種々洗浄に関する研究を行っている。

#### 6. フィルタ洗浄の原理<sup>(2)</sup>

前述のフィルタの洗浄には水中での超音波を利用して、超音波は、身近なところではメガネフレームの洗浄に使用されており、その他、半導体の洗浄等にも使用されている。

洗剤を注入した水中に超音波振動子を設置し、その振動子に平行にフィルタを設置する。振動子より超音波を発すると、超音波と洗剤の効果でフィルタの汚れが除去される。超音波洗浄のメカニズムについては複雑であることから未だ決定的な理論が確立されていないのが現状である。一般的には超音波によるキャビテーションなどがフィルタの汚れと洗剤とに作用し、洗浄できるものと考えられている。また、洗剤に含まれる界面活性剤の力でダストを剥がれやすくすると共に、剥がれたダストを覆ってフィルタに再付着するのを防止している。

キャビテーションとは液体が減圧されて空洞を生じる現象である。液体中に超音波を照射すると、図2に示す様

に時間と共に液体の圧力が変化し、瞬間的に減圧(膨張)と昇圧(圧縮)とが繰返される。減圧時には液体中に空洞が発生し、液体中に溶け込んでいる空気を取り込んで気泡となる。そして次の瞬間、昇圧によって圧縮力が作用し、その気泡は大きな力で圧縮され、ついには押し潰されて消滅してしまう。気泡が消滅する際に今まで気泡を囲んでいた液分子が気泡の中心に向かって突進し、たがいに衝突するので強い衝撃波が発生する。この衝撃波がフィルタに付着している固体性の汚れを溶解によらず、直接破碎して洗浄液中に分散させる。この様に衝撃波を伴うキャビテーションが、超音波による洗浄力の根源と考えられている。

更に、加速度や直進流などの物理的作用、溶解や乳化などの化学的作用も重畳することによりフィルタに付着した汚れが液中分散され、洗浄が行われるものと考えられている。

#### 7. フィルタ洗浄装置の概要<sup>(3)</sup>

フィルタ洗浄装置の基本構成を図3に示す。粗塵フィルタの場合には軽いので、人の力で洗浄槽への出し入れが可能であるが、中・高性能フィルタとなると重くなって人力では取扱うのが困難である。特に水中から取り出す際には水を含んでいるので重くなっている。従って、中・高性能フィルタ用洗浄装置には搬送装置を標準装備している。風路(吸気室)から取り外されたフィルタは台板上の所定の位置に並べられる。並べ得るフィルタの数は30個を標準としているが、洗浄装置の型式によって異なる。また、ユーザの準備できる装置設置スペースやフィルタの数量等によっても異なってくるので、要求に合わせたものを納めることが可能である。

台板上に並べられたフィルタを搬送装置が1個ずつ挟んで持ち上げ、洗浄槽内に運んで洗浄し、その後すすぎ

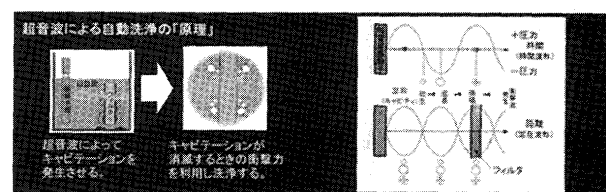


図2 超音波(キャビテーション)によるフィルタ洗浄の原理

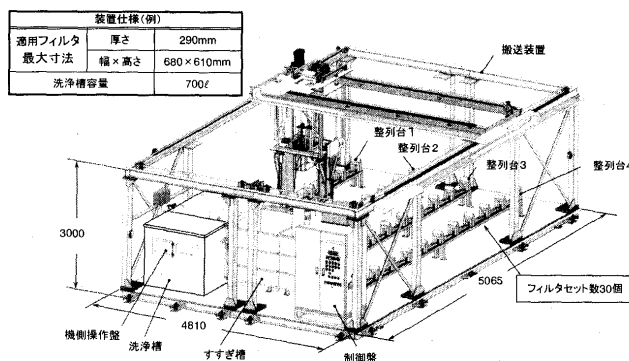


図3 フィルタ洗浄装置

表1 一般的なフィルタの分類

| 区 分       | 主な捕集対象粒径    | 備 考      |
|-----------|-------------|----------|
| 粗塵フィルタ    | 5 $\mu$ m以上 |          |
| 中・高性能フィルタ | 1～5 $\mu$ m | 塩害防止用を含む |
| 超高性能フィルタ  | 1 $\mu$ m以下 | HEPAフィルタ |

槽内ですすぎを行う。その後、所定の台板位置に戻される。これを繰り返して、台板上にセットされた全てのフィルタを洗浄し終えるまで自動で続けられる。1個のフィルタの洗浄に要する時間は30～60分程度である。なお、セットするフィルタは装置仕様の最大個数以下であれば幾らでも可能である。セットされた個数は搬送装置が自動的に判断する様になっている。

最近の設備では、乾燥機、差圧測定装置も装備可能で、すすぎ後に自動的に乾燥機に搬入して、洗浄からすすぎ、乾燥までを自動的に行うと共に、洗浄前後の差圧を測定し洗浄効果の確認を行うこともできる様になっている。

洗浄槽の中の洗浄液も洗浄するフィルタの個数が増えくると徐々に濃度が低下するため、濃度が限界値を下回ると自動的に補給される様になっている。

本装置の特長は次の通り。

- ① フィルタ内部の汚れまで十分に洗浄できる。
- ② 洗浄によるフィルタの劣化はほとんど無い。
- ③ フィルタの圧力損失が新品同様にまで回復する。
- ④ 洗浄によるフィルタの捕集効率やダスト保持容量の低下がほとんどない。
- ⑤ 搬送機により洗浄槽へのフィルタの出入れを自動的に行う。
- ⑥ 使用済フィルタの廃棄物処分量削減等、環境問題の解決に役立つ。

## 8. ガスタービン用洗浄再生可能フィルタの開発

ガスタービン用吸気フィルタはガスタービンの大型化に伴う吸気量増加に対応してフィルタ1個あたりの処理風量が大きくなっている。通常、空調用ではフィルタ1個あたり30～50 m<sup>3</sup>/minで使用されることに比べ、ガスタービン用では50～70 m<sup>3</sup>/minと増加している。処理風量の増加に伴って圧損を増加させないために濾材面積を増加させる工夫をしていて、それ故、複雑な構造にならざるを得ない。この複雑さが洗浄による再利用が困難であるとされていた大きな理由であった。

また、ガスタービン発電プラントは定検期間以外は連

続運転されており、定検から次の定検までの間、交換されること無く連続使用されることが要求される。従って、洗浄による再利用を行う場合、洗浄後の回復度及び信頼性が重要となる。

これらのことを念頭に置いて、超音波洗浄装置によりフィルタを洗浄再利用することを前提としたガスタービン用洗浄再生可能フィルタを開発することにした。

中性能及び高性能フィルタにつき数種類のテスト品を製作し、実際のガスタービン立地条件（臨海工場地帯に立地されている代表的な発電所での大気塵性状）を模擬したダスト捕集及びフィルタ洗浄を繰返し実施し、その適応性を評価した。

適応性の評価項目は次の通りである。

- ① 洗浄後、濾材の損傷が無いこと。
- ② 洗浄後、圧力損失が回復していること。
- ③ 洗浄後、捕集効率の低下が無いこと。
- ④ 洗浄後、ダスト保持容量（使用開始～交換までの間に保持できるダスト量）の低下が小さいこと。

以上の項目について、繰返し洗浄後の性能が従来使用品と同等以上であることが使用可否の目安となる。

なお、洗浄を繰返す回数は3回を目標としている。

以下にテスト品の仕様とその確認テスト結果について解説する。

### 1) テスト品の仕様

表2にテスト品の性能目標及び仕様を示す。テスト品の仕様は次の考え方で決定した。

- a) 性能値（初期圧損、ダスト保持容量、粒径別捕集効率）を従来使用品と同等以上とする必要が有る。なお、繰返し洗浄後に一定量の性能低下が起こる可能性も有ることから、従来品に対しある程度の余裕を付加した値を性能目標とした。なお、フィルタ形状には、濾材面積を大きくするのに有効なミニプリーツを採用した。（図4）ミニプリーツは洗浄時に超音波の効果がすみずみまで及び易い特徴が有る。
- b) 濾材材質は合成繊維を主体とした。従来品で主として使用されているガラス繊維では、その繊維の固さ

表2 テスト品の性能目標及び仕様

|             | テスト品  | 濾材材質                        | 初期圧力損失<br>(Pa) | ダスト保持容量<br>(g/ユニット) | 初期粒径別効率(%) |       |     |     |     | 濾材線径<br>(μm) | 濾材細孔径<br>(μm) |
|-------------|-------|-----------------------------|----------------|---------------------|------------|-------|-----|-----|-----|--------------|---------------|
|             |       |                             |                |                     | 0.3 μ      | 0.5 μ | 1 μ | 2 μ | 5 μ |              |               |
| 中性能<br>フィルタ | 従来使用品 | ガラス繊維                       | 177            | 612                 | 36         | 56    | 77  | 89  | 100 | —            | —             |
|             | 1-1   | ポリエステル<br>(少量のガラス<br>繊維を混合) | 175            | 650                 | 40         | 60    | 80  | 90  | 100 | 14&7&1       | 23            |
|             | 1-2   | ポリプロピレン                     | 175            | 650                 | 40         | 60    | 80  | 90  | 100 | 8            | 25            |
| 高性能<br>フィルタ | 従来使用品 | ガラス繊維                       | 137            | 820                 | 59         | 79    | 91  | 95  | 100 | —            | —             |
|             | 2-1   | ポリエステル<br>(少量のガラス<br>繊維を混合) | 120            | 600                 | 60         | 80    | 90  | 95  | 100 | 14&7&1       | 20            |
|             | 2-2   | ポリプロピレン                     | 130            | 1000                | 60         | 80    | 90  | 95  | 100 | 5            | 20            |

によりバインダを使用しないと濾材を成形できず、洗浄水中にバインダが大なり小なり溶解する懸念が有ると共に、繊維が弱い場合洗浄には適さない。一方、合成繊維の場合、繊維がある程度の柔軟性と強度を有していることから、洗浄に適している。また、ガラス繊維が不燃性であることに対し、合成繊維は有毒物質を生成しないものであれば焼却処分（サーマルリサイクル）が可能であり、繰返し洗浄使用されて寿命をまっとうした後の処分も容易である。合成繊維は多種存在するが、今回は汎用性の高いポリエステル（少量のガラス繊維を混合）ならびにポリプロピレンをフィルタ濾材として選定した。

- c) 捕集効率の目標値を満足するため濾材の細孔径を従来使用品と同等とした。各濾材材質毎に用意できる繊維径が異なることから、必要濾材細孔径を満足するのに最適な繊維径を選定した。

以上の考え方により製作したガスタービン洗浄可能フィルタを図4及び図5に示す。

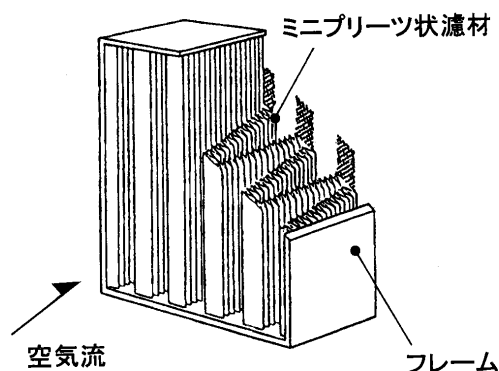


図4 洗浄再生可能フィルタ構造

## 2) 繰返し洗浄テスト結果

- ① 新品と繰返し洗浄後の濾材の状態をそれぞれ図6及び図7に示す。これらは100倍に拡大したものである。繰返し洗浄後、濾材の損傷は認められなかった。
- ② 洗浄後の圧力損失

表3中に洗浄後の圧力損失及び次式から求めた圧力損失回復率を示す。

$$\text{圧力損失回復率} = \frac{(\text{交換圧力損失}) - (\text{洗浄後の初期圧力損失})}{(\text{交換圧力損失}) - (\text{新品の初期圧力損失})}$$

但し、上式による計算結果が1.0を超える場合には1.0として評価する。

ポリエステル製フィルタ（テスト品1-1, 2-1）では繰返し洗浄の度に初期圧力損失が上昇する傾向が現れている。一方、ポリプロピレン製フィルタ（テスト品2-1, 2-2）では繰返し洗浄後の初期圧

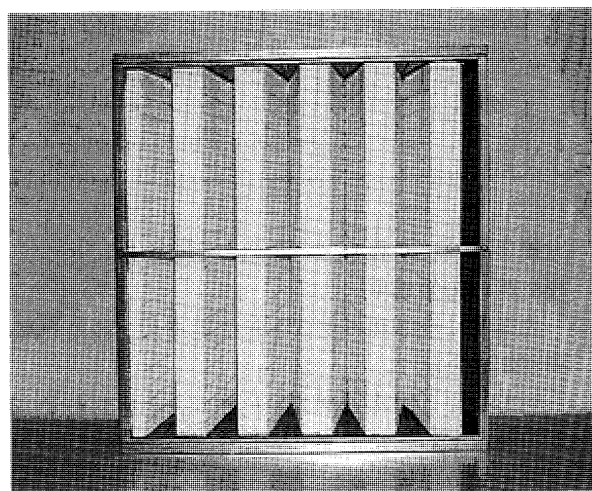


図5 洗浄再生可能フィルタ外観

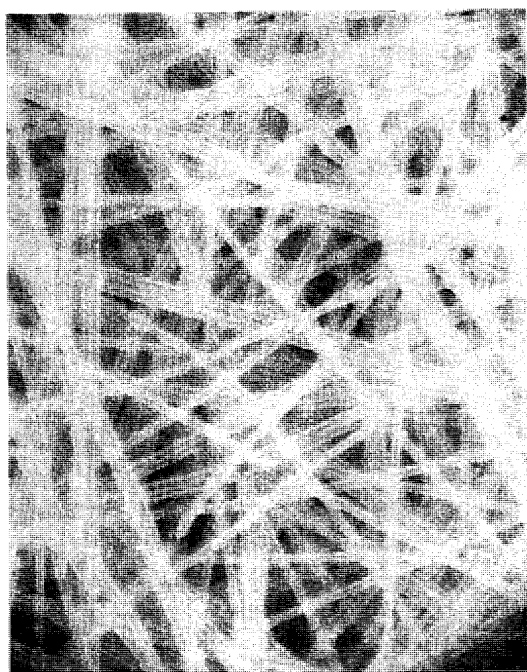


図6 フィルタ濾材の状態（新品）

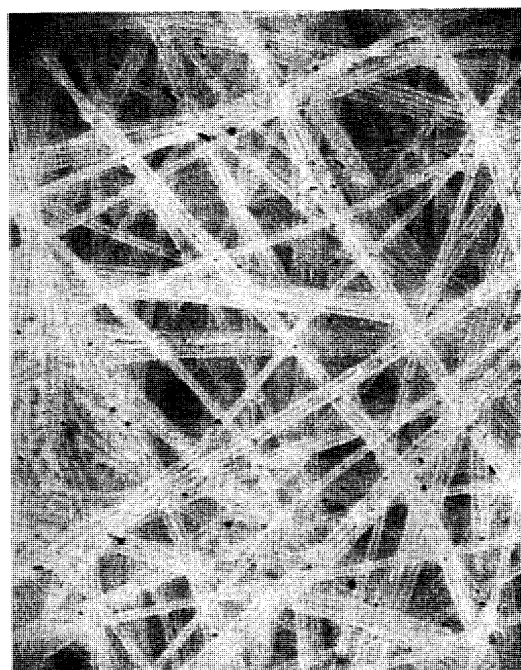


図7 フィルタ濾材の状態（洗浄後）

表3 繰返し洗浄テスト結果

|          | テスト品  | 濾材材質                 | 洗浄回数 | 洗浄後の圧力損失 (Pa) | 圧力損失回復率 | ダスト保持容量 (g/ユニット) | 保持容量の変化 (新品に対する比率) | 保持容量の変化 (従来使用品に対する比率) | 初期粒径別効率 (%) |           |         |         |         |
|----------|-------|----------------------|------|---------------|---------|------------------|--------------------|-----------------------|-------------|-----------|---------|---------|---------|
|          |       |                      |      |               |         |                  |                    |                       | 0.3 $\mu$   | 0.5 $\mu$ | 1 $\mu$ | 2 $\mu$ | 5 $\mu$ |
| 中性性能フィルタ | 従来使用品 | ガラス繊維                | —    | 177           | —       | 612              | —                  | 1.00                  | 36          | 56        | 77      | 89      | 100     |
|          | 1-1   | ポリエステル (少量のガラス繊維を混合) | 新品   | 181           | 1.00    | 605              | 1.00               | 0.99                  | 53          | 85        | 96      | 98      | 100     |
|          |       |                      | 1    | 196           | 0.97    | 542              | 0.90               | 0.89                  | 58          | 81        | 94      | 97      | 100     |
|          |       |                      | 2    | 191           | 0.98    | 301              | 0.50               | 0.49                  | 63          | 89        | 94      | 98      | 100     |
|          |       |                      | 3    | 196           | 0.97    | 295              | 0.49               | 0.48                  | 55          | 76        | 91      | 96      | 100     |
|          | 1-2   | ポリプロピレン              | 新品   | 167           | 1.00    | 810              | 1.00               | 1.32                  | 41          | 69        | 88      | 94      | 100     |
|          |       |                      | 1    | 167           | 1.00    | 748              | 0.92               | 1.22                  | 37          | 63        | 78      | 92      | 100     |
|          |       |                      | 2    | 166           | 1.00    | 791              | 0.98               | 1.29                  | 40          | 60        | 78      | 91      | 100     |
|          |       |                      | 3    | 168           | 1.00    | 732              | 0.90               | 1.20                  | 38          | 58        | 84      | 96      | 100     |
| 高性能フィルタ  | 従来使用品 | ガラス繊維                | —    | 137           | —       | 820              | —                  | 1.00                  | 59          | 79        | 91      | 95      | 100     |
|          | 2-1   | ポリエステル (少量のガラス繊維を混合) | 新品   | 118           | 1.00    | 564              | 1.00               | 0.69                  | 79          | 91        | 98      | 99      | 100     |
|          |       |                      | 1    | 118           | 1.00    | 329              | 0.58               | 0.40                  | 85          | 92        | 98      | 98      | 100     |
|          |       |                      | 2    | 147           | 0.94    | 321              | 0.57               | 0.39                  | 82          | 89        | 93      | 96      | 100     |
|          |       |                      | 3    | —             | —       | —                | —                  | —                     | —           | —         | —       | —       | —       |
|          | 2-2   | ポリプロピレン              | 新品   | 123           | 1.00    | 1226             | 1.00               | 1.50                  | 60          | 79        | 90      | 95      | 100     |
|          |       |                      | 1    | 132           | 0.98    | 1005             | 0.82               | 1.23                  | 63          | 80        | 93      | 98      | 100     |
|          |       |                      | 2    | 137           | 0.97    | 928              | 0.76               | 1.13                  | 68          | 83        | 95      | 99      | 100     |
|          |       |                      | 3    | 137           | 0.97    | 912              | 0.74               | 1.11                  | 70          | 86        | 97      | 100     | 100     |

力損失はほぼ回復していることが分かる。

### ③ 洗浄後の捕集効率

表3中に洗浄後のダスト粒径別ダスト捕集効率の測定結果を示す。

圧力損失と同様、ダスト粒径の大小を問わず、繰返し洗浄による捕集効率の変化はほとんど無い。

### ④ ダスト保持容量

表3中に洗浄繰返し毎のダスト保持容量の測定結果を示す。

ポリエステル製フィルタ (テスト品 1-1, 2-1) では繰返し洗浄の度にダスト保持容量が大きく低下する傾向が現れている。一方、ポリプロピレン製フィルタ (テスト品 2-1, 2-2) では繰返し洗浄後のダスト保持容量はさほど低下しない結果となった。

また、同じポリプロピレン製フィルタでも、中性性能 (テスト品 2-1) の場合、3回繰返し洗浄後のダスト保持容量低下が10%以内であったことに対し、高性能 (テスト品 2-2) の場合、低下がやや大きくなる傾向を示した。基本的にはダスト保持容量が従来使用品と同等以上であれば実用上支障は無く、ポリプロピレン製フィルタであれば、3回の洗浄繰返しまでそれを満足することができる結果となった。

### 3) まとめ

以上の確認テスト結果から、実際のガスタービン立地条件を模擬したダスト捕集及びフィルタ洗浄を繰返し実施することに対し、ポリプロピレン製フィルタであれば、中性性能、高性能共3回までは再利用が可能であるとの見通しを得ることができた。

## 9. おわりに

ガスタービンユーザーにとって吸気フィルタに費やす費用の削減は課題のひとつである。また、環境問題から使用済フィルタの廃棄処分量を削減することへの要求は今後ますます高まるものと考えられる。今回、超音波を利用することによりガスタービン用吸気フィルタを洗浄再利用することの見通しを得ることができ、それを商品化するに至った。これによって、上記要求に添えて行くことができるものとする。

更に、上記確認テスト結果よりも洗浄後の性能回復度をより向上 (洗浄再利用可能な回数を延長) することや洗浄をより容易に行うことができる (大量のフィルタを迅速に洗浄再利用できる様にする) 技術の開発に取り組んでおり、経済性も含めて更なる改善を図り、商品化へ弾みを付けたい。

また、今回商品化に至った中・高性能フィルタに加え、HEPA フィルタや円筒形の SELF-CLEANNING タイプについても製品の開発を予定している。

ユーザ各位に拙稿が少しでもお役に立てれば幸いである。

## 引用文献

- (1) 増田「ガスタービン吸気フィルタ設備の概要と適用事例」日本ガスタービン学会誌 Vol.25 No.99 (1997)
- (2) 寺澤, 海老名「超音波フィルタ洗浄装置とそれによる洗浄試験結果」コージェネレーション Vol.14, No.2 (1999)
- (3) 海老名「超音波フィルタ自動洗浄システム」建築設備と配管工事 1999.12号1

# ガスタービン用低公害燃焼器の技術動向（産業用・航空用）

木下 康裕\*1

KINOSHITA Yasuhiro

キーワード：エミッション，規制，低エミッション燃焼器，産業用ガスタービン，ジェットエンジン

Emission, Regulation, DLE Combustor, Industrial Gas Turbine, Jet Engine

## 1. はじめに

ガスタービンは、化石燃料を燃焼して熱エネルギーを仕事に変換させる内燃機関の一つで、産業用では発電機や機械の駆動用原動機に、また航空用ではジェットエンジンとして航空機の原動機に用いられている。化石燃料を燃焼する他の原動機と同様、エンジンから排出されるCOやNO<sub>x</sub>等のエミッションが光化学スモッグや酸性雨などの地域環境汚染の発生源として以前から問題視されており、現在、産業用のみならず航空用に対しても非常に厳しい排出規制値が設けられている。また、最近では地球温暖化や異常気象など地球規模の気候変動が大きくクローズアップされるようになり、CO<sub>2</sub>排出の削減についても世の中の関心が非常に高くなっている。

ところで、ガスタービンは往復動機関と異なり連続的に燃焼を行うことから燃焼制御が比較的容易で、COやNO<sub>x</sub>の排出に関してコントロールしやすいという特徴を持つ。産業用ガスタービンにおいては希薄予混合燃焼を採用した燃焼器が実用化され、超低NO<sub>x</sub>燃焼を実現しているものもある。また、電気と熱（蒸気）を併給するガスタービン利用コージェネレーションシステムでは熱効率が非常に高くなることに加え、クリーンな燃料と言われている天然ガスを使用しているものが多く、CO<sub>2</sub>排出についても他の原動機に比べ少なく、将来的にも有望視されている。一方、ジェットエンジンは小型高出力の特徴を生かして航空機用原動機としての地位をほぼ独占しているが、将来的にも環境適合性を図りつつ現在の地位を維持するものと考えられる。

本報では、このように将来有望と考えられている産業用と航空用ガスタービンの燃焼器について、エミッションの中でもNO<sub>x</sub>に着眼してどのような性能の要求があり、それをどのように実現しているのか技術動向を簡単にまとめる。

## 2. 産業用ガスタービン低公害燃焼器の技術動向

### 2.1 排ガス規制の動向

日本におけるガスタービンの排ガス規制は、1987年

10月30日付けでガスタービンおよびディーゼル機関がばい煙発生施設として大気汚染防止法に追加されたことに始まる。この大防法ではNO<sub>x</sub>とばいじんが規制の対象になっているが、この後も段階的に基準値が強化され、現在の規制は1991年2月1日にNO<sub>x</sub>=294 ppm (O<sub>2</sub>=0%換算値、以下同様)、ばいじん量=0.05g/Nm<sup>3</sup>と定められたものである。また、大都市を抱える自治体では独自に上乘せ規制を設けており、図1に示すように東京都や大阪、千葉市などは100 ppm以下の厳しい指導基準値を出している。さらに、排出基準の他に総量規制を設けている所があり、事業所によっては大規模な脱硝装置が必要となったり、運転時間が制限されることがある。

海外では、米国や欧州を中心にNO<sub>x</sub>の他にCOについても排出基準が設けられている。米国は、州政府により独自の異なる基準値を出しており、カリフォルニア州およびマサチューセッツ州などの東海岸沿岸部では約10 ppmという非常に厳しい基準値が設定されている。

このように、ますます厳しくなる排ガス規制に対して従来は水・蒸気噴射や排ガス脱硝により対応してきたが、産業用では天然ガス焼き仕様が多くなってきたのが幸いし、最近では水や蒸気を用いないドライ式の低NO<sub>x</sub>燃焼器（Dry Low Emission, DLE燃焼器）もかなり普及してきている。

### 2.2 産業用ガスタービンの低NO<sub>x</sub>化技術

ガスタービン燃焼器で生成するNO<sub>x</sub>は、空気中の窒素分子が高温状態で酸化されて生成するサーマルNO<sub>x</sub>

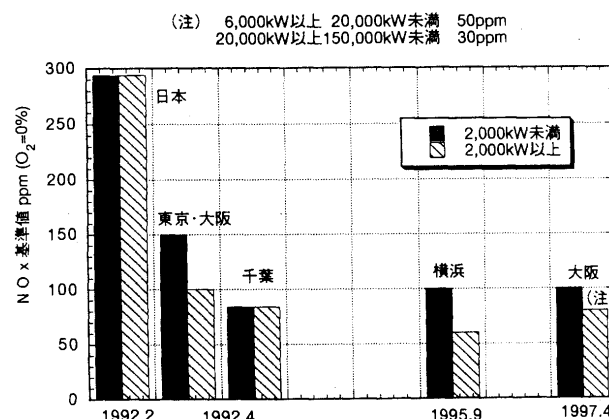


図1 日本におけるNO<sub>x</sub>規制値の動向

原稿受付 2001年10月4日

\*1 川崎重工業(株) ガスタービン開発センター

〒673-8666 明石市川崎町1-1

と、燃料中に含まれる窒素分が燃焼に際して生成されるフューエル NO<sub>x</sub> の2つに分けることができる。ガスタービンで使用される天然ガスや灯油は燃料中に N 分をほとんど含んでおらず、これらの燃料を用いた場合に発生する NO<sub>x</sub> はすべてサーマル NO<sub>x</sub> と考えられる。また、日本では A 重油もガスタービン燃料として広く使用されているが、A 重油には燃料中に N 分が含まれており、これを燃料とした場合にはサーマル NO<sub>x</sub> とフューエル NO<sub>x</sub> の両方が生成されることになる。

ガスタービン燃焼器で生成する NO<sub>x</sub> を低減させる方法として最も効果があるのは火炎温度を下げることであり、これには湿式法と乾式法（ドライ式）がある。水または蒸気噴射による湿式法は比較的簡単で、確実に NO<sub>x</sub> を低減することができるため従来から多く用いられているが、純水装置の設置やランニングコストの増加など経済的な負担が多くなるほか、熱効率の低下、カーボンによるタービンの劣化などの問題がある。ただし、灯油や A 重油など液体燃料を専焼とするガスタービンでは、後で述べるドライ式低 NO<sub>x</sub> 燃焼技術がまだ十分に確立されておらず、現在もこの湿式法が中心となっている。

一方、ドライ式は燃焼そのものの改善によって NO<sub>x</sub> 低減を図る方法であり、近年、天然ガスを燃料とする産業用ガスタービンでは、燃焼する前に予め燃料と空気を火炎温度が低くなるような薄い混合比で混合させた後に燃焼器に導く希薄予混合燃焼法による低減が注目されている。希薄予混合燃焼法では、燃料濃度が均一なため局所的に火炎温度が高温となる領域が存在せず、また燃料の希薄化により全体的にも火炎温度を低下させることができるため、サーマル NO<sub>x</sub> 発生的大幅な抑制が可能となる。しかし、NO<sub>x</sub> の発生を抑制しながら安定に燃焼する混合比範囲は狭く、これより希薄になると不完全燃焼を生じて燃焼の安定性が著しく低下し、逆に燃料過濃になると生成される NO<sub>x</sub> は指数関数的に増加するという短所の他、希薄予混合燃焼には逆火や振動燃焼が発生し易いという本質的な問題点もある。しかし、このような短所が存在するにもかかわらず、希薄予混合燃焼法を採用した燃焼システムは NO<sub>x</sub> 低減効果の高さの他、経済性、信頼性、耐久性の向上などにもメリットが多く、発電用大型ガスタービンや、急速に普及しているコージェネレーションシステム等に積極的に開発が行われており実用化が進んでいる。

### 2.3 産業用 DLE 燃焼器の開発動向

現在、産業用ガスタービンに用いられているガス焼き DLE 燃焼器は前述した希薄予混合燃焼方式が主に採用されており、これにはマルチバーナタイプ燃焼器とシリーズ燃焼タイプ燃焼器の2つのコンセプトに大分される。

マルチバーナタイプは、燃焼器のライナヘッドに予混合バーナを複数個取り付け付けた構造をしており、バーナの作動本数を変化させることでエンジンの負荷に対応させるものである。図2は川崎重工の1.5 MW クラスの小

型ガスタービン M1A-13D に採用されている DLE 燃焼器で、ライナヘッド中央にパイロットバーナを置き、その周囲に8本の予混合バーナを配置している。この予混合バーナではガスノズルと旋回羽根の最適化を図り、バーナ出口で均一な混合気を作ることにより低 NO<sub>x</sub> 化を実現し、中小型で初めて 75 ppm を保証したものである<sup>(1)</sup>。

事業用大型ガスタービンにおいてもこのマルチバーナ方式が採用されている。図3は、三菱重工の1450℃ 級 G 形ガスタービンに採用された DLE 燃焼器である。この燃焼器においてもライナヘッド中央にパイロットバーナを、その周囲に8本のメイン予混合バーナを配置し、パイロットノズルの形成する拡散火炎により予混合火炎を安定燃焼させる方式を採用している。また、低 NO<sub>x</sub> モードの負荷範囲を広げるため、燃焼器に流入する空気の一部を燃焼領域の後流側へバイパスさせ、作動条件にあわせて燃焼領域の燃空比を細かく制御できる燃焼器バイパス弁機構を備えている。そして、本燃焼器は1300℃ 級の F 形並の低 NO<sub>x</sub> (87.5 ppm) を達成することを目指しているが、タービン入口温度が1450℃ と上昇した分、ほぼ100%の空気を燃焼用空気として用いる必要がある。そこで、従来の燃焼器と異なり冷却空気を必要としない世界初の回収型蒸気冷却方式の燃焼器を採用しているのが特徴である<sup>(2)</sup>。図4に蒸気冷却方式の尾筒を示す<sup>(3)</sup>。同社では現在1500℃ 級の H 形を開発中である。

ジェネラルエレクトリック (GE) 社も蒸気冷却式の1500℃ 級 H 形ガスタービンを現在開発中であるが、1300℃ 級の F 形ガスタービン MS 7001 FA 用に図5に

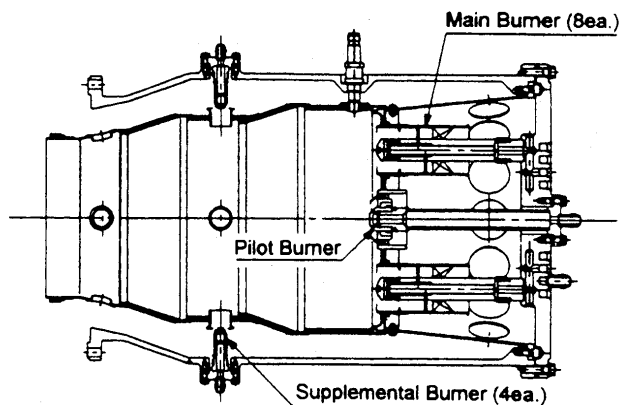


図2 M1A-13D DLE 燃焼器

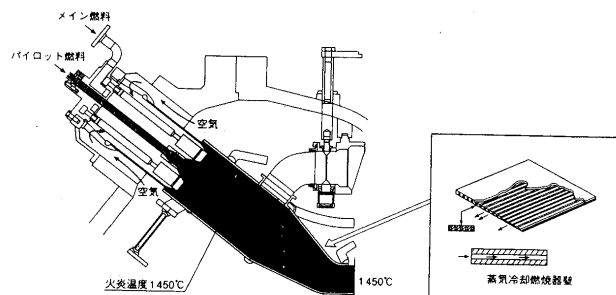


図3 1450℃ 級 G 形 DLE 燃焼器

示すような DLE 燃焼器を開発している。この燃焼器もライナヘッドに 6 個の予混合バーナを配置し、4 つの燃料供給ラインを備えることにより着火から加速、無負荷から最大負荷へとエンジンの運転に合わせて複雑なバーナの切り替えを行っている。本バーナを図 6 に示すが、安定燃焼用に中央に拡散燃焼を行うパイロットノズルを置き、低 NO<sub>x</sub> 用に燃料の多点噴射を行うペグを放射状に数本取り付け予混合ノズルをその上流に配置している。この予混合バーナは、逆火が発生すればパイロットノズル先端付近に設けたヒューズが作動し、予混合ノズルに供給される燃料の一部がパイロットノズルに配分されるようになり、その結果、逆火した火炎が消失すると

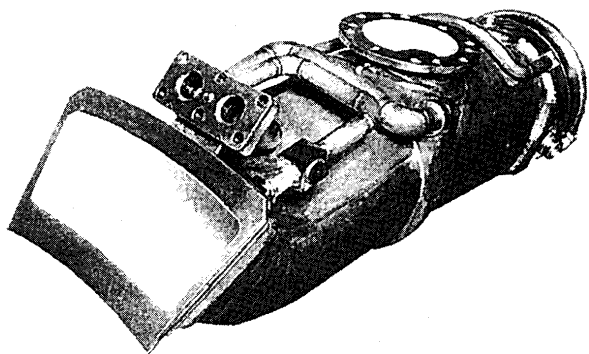


図 4 蒸気冷却方式の尾筒

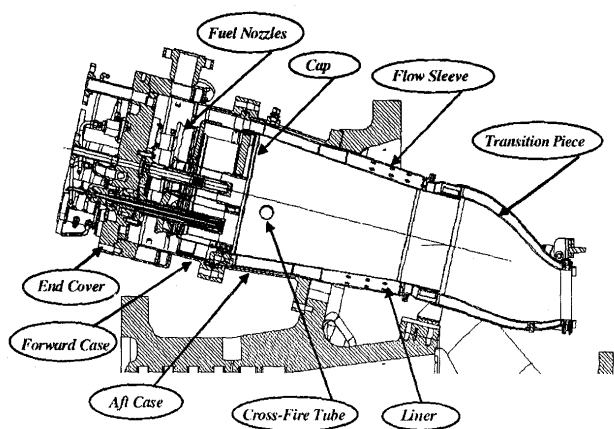


図 5 GE MS7001 DLE 燃焼器

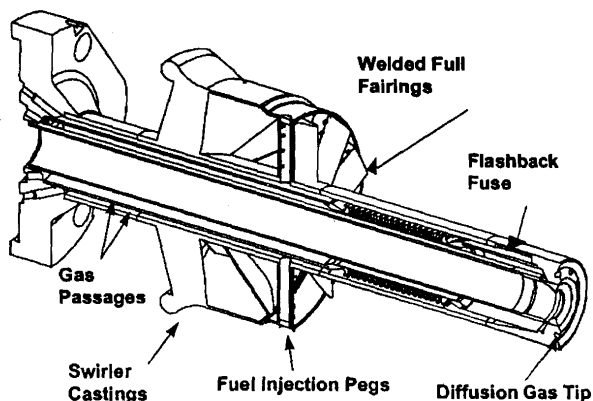


図 6 GE MS7001 DLE 燃焼器のバーナ

いう非常にユニークな機能も有している。また、6 個の予混合バーナの他に、その上流にカタナリーと呼ばれる 15 本の燃料ノズルが取り付けられており、高負荷運転時においてこのノズルから少量の燃料を噴射することで燃焼振動を制御している。以上の複雑な予混合システムの開発により、50～100% の広い負荷運転範囲において NO<sub>x</sub>、CO ともに 31.5 ppm (O<sub>2</sub>=15% 換算では 9 ppm) 以下の非常に低い NO<sub>x</sub> 値が達成されている<sup>(4)</sup>。

一方、中小型クラスでマルチチャン方式を採用しているガスタービンでは、燃焼器単体は小さくなるため、マルチバーナの配置など構造的な制約が多くなる。そのため、構造が比較的単純で製造コストを低減できるシリーズ燃焼方式が採用されている。本タイプの DLE 燃焼器は、マルチバーナのような本数制御による負荷対応が取れないため、低 NO<sub>x</sub> 運転範囲を広げるためにライナヘッドに大型のラジアルスワローを配置しているのが特徴である。図 7 に川崎重工の 7 MW クラスのガスタービン M7A-02D に採用されているシリーズ燃焼方式の DLE 燃焼器を示す。これは、着火、安定燃焼のためのパイロットバーナと低 NO<sub>x</sub> のための予混合バーナ、さらに低 NO<sub>x</sub> モードでの負荷運転範囲を広げるための追い焚きバーナを組み合わせた燃焼システムで構成される。追い焚きバーナは燃焼用空気の導入部（ほぼ従来の希釈孔位置）に燃料を噴射し、空気と混合させて燃焼室内に供給するが、高温の燃焼ガス中に供給されるため、通常では燃焼できないような希薄な混合気でも燃焼させることが可能で、一定の混合比範囲内では追い焚き燃料の燃焼による NO<sub>x</sub> の生成はほとんど見られない。希薄燃焼時の燃焼安定性と低 NO<sub>x</sub> 性を確保するため、予混合バーナには大型のラジアルスワローにスプレーバー式のガス燃料噴射ノズルを組み合わせ、大きな循環流と均一な予混合気を形成させることに成功し、80% 負荷以上で NO<sub>x</sub> 80 ppm 以下を保証している<sup>(5)</sup>。

液体燃料焚き（専焼）については湿式法による低 NO<sub>x</sub> 化が中心であるが、欧州では、通常はガス焚きであるが

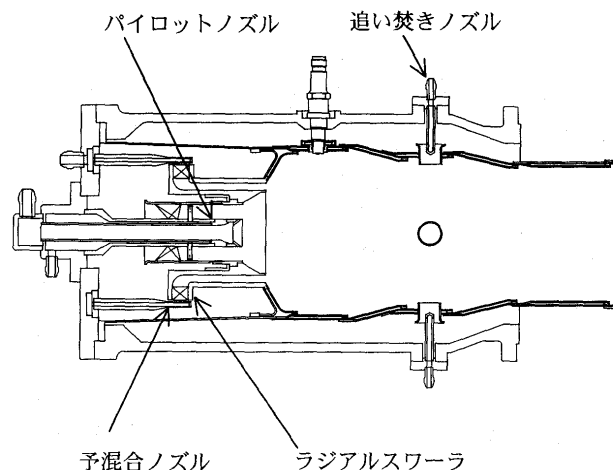


図 7 M7A-02D DLE 燃焼器

ガスが利用できないある期間だけ液体燃料を使用するというユーザの要求があり、この場合にはガス焼きDLE燃焼器を改良した Dual fuel DLE 燃焼器が開発されている。Alstom 社は 8 MW クラスのガスタービン Tempest について図 8 に示す燃焼器を開発し、5 MW の Typhoon, 13 MW の Cyclone にもシリーズ化している。これはラジアルスワラを用いたガス焼き DLE 燃焼器に、液体燃料の予混合バーナをモジュールで組み合わせた比較的シンプルな構造をしているが、ガス焼き時には 87.5 ppm, 液体焼き時には 175 ppm の低い NO<sub>x</sub> 値を保証し、2000 年末までに 38 台納入した Tempest のうち 20 台が Dual fuel DLE 燃焼器を搭載していると報告している<sup>(6)</sup>。また、川崎重工も M7A-01 用に前述のシリーズ燃焼方式のガス焼き DLE 燃焼器を改良した Dual fuel DLE 燃焼器を開発し、初号機が本年 9 月に独国に納入され運用が開始されている。

航空転用ガスタービンにおいてもガス焼きを対象とした DLE 燃焼器の開発が積極的に行われている。GE 社は、ジャンボジェット Boeing 747 のエンジン CF 6-80 C を産業用に転用した LM 6000 用に図 9 に示すガス焼き DLE 燃焼器を開発している。アニュラ燃焼器のライナ

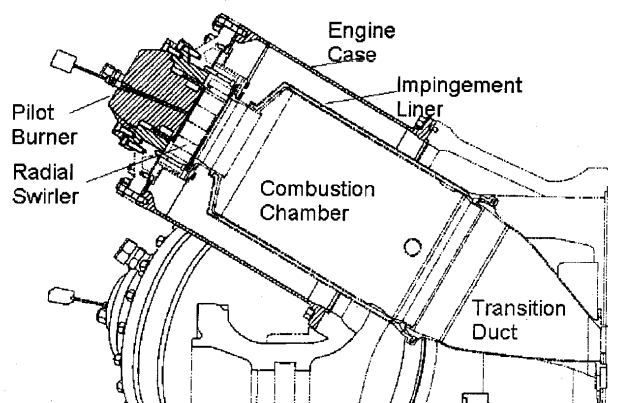


図 8 Alstom Dual fuel DLE 燃焼器

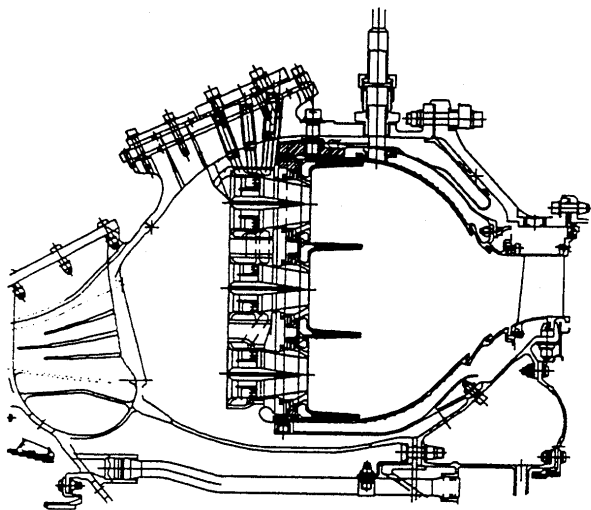


図 9 GE LM6000 DLE 燃焼器

ヘッドに、ガスノズルと軸流スワラの最適化を図った予混合バーナを多数取り付け付けたマルチバーナ方式を採用し、NO<sub>x</sub> 値としては Heavy duty ガスタービンの DLE 燃焼器と同じ 87.5 ppm を保証している<sup>(7)</sup>。GE 社はこのタイプの燃焼器を LM 2500 や LM 2000, LM 1600 にシリーズ化している。RR 社や UTC 社においてもジェットエンジンを産業用に転用した Industrial Trent や FT 8 ガスタービンにガス焼き DLE 燃焼器を開発している。

### 3. ジェットエンジン用低公害燃焼器の技術動向

#### 3.1 排ガス規制の動向

航空機の排ガスについては、1973 年の EPA (米国環境保護局) による排出基準制定<sup>(8)</sup>を受けて、ICAO (国際民間航空機構) が 1981 年に国際基準と実行勧告を行い本格的に対策がとられるようになった<sup>(9)</sup>。ICAO は亜音速航空機と超音速航空機のエンジンの認可に際して、エンジンからのガス状物質 (未燃 HC, CO, NO<sub>x</sub>) とスモーク、排出燃料についてこれが定めた基準値を満たすことを勧告している。ICAO によるこの最初の 1981 年規制は、その当時のエンジン排出レベルを許容する緩やかなものであったが、その後、空港周辺を中心とした大気汚染が深刻化するにつれて規制強化を求める声が強くなり、ICAO では排出基準の見直しを行って亜音速機が排出する NO<sub>x</sub> を 20% 削減する強化案を採択し 1996 年規制<sup>(10)</sup>として発行した。現在、さらにそれを約 16% 厳しくする NO<sub>x</sub> 規制強化基準の適用が採択され、2004 年規制として発行される予定である<sup>(11)</sup>。図 10 に ICAO の NO<sub>x</sub> 排出規制の変遷を示す。

一方、温暖化、異常気象、天候不順などの現象が世界各地で見られるようになり、現在地球規模の気候変動がクローズアップされている。航空機は高空大気中で日常的に NO<sub>x</sub> などのエミッションを排出する唯一の発生源であるため、地球環境保護の観点からその排出についても関心が高まっている。そのため、ICAO では高空巡航時のエミッションについても規制することを検討してい

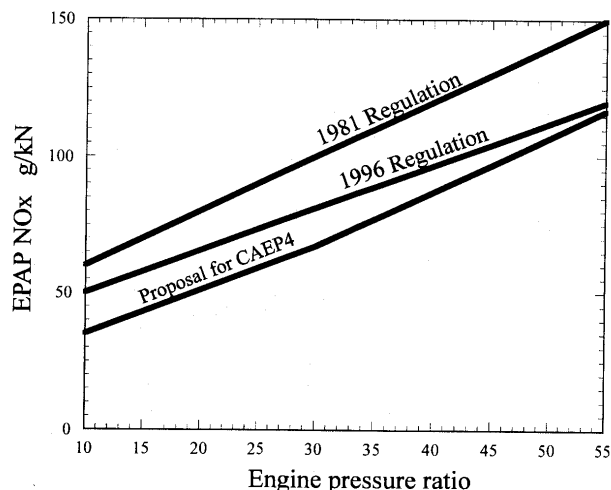


図 10 ICAO 規制値の動向

る。また、近い将来に新たな超音速輸送機が実現するものと予想されているが、超音速輸送機は、オゾン層のある成層圏中を長時間飛行するため、それが就航する頃には非常に厳しい規制が実施されるものと考えられる。

### 3.2 ジェットエンジンの低 NO<sub>x</sub> 化技術

ジェットエンジンから排出される NO<sub>x</sub> を低減する代表的な方法としては、水噴射等の湿式法は運用的に困難であることから、従来の拡散燃焼の改良、希薄予混合燃焼、二段燃焼（特に燃料過濃燃焼急速混合 RQL など）などのドライ方式の採用が考えられる。前述したように希薄予混合燃焼や RQL は、NO<sub>x</sub> の排出を大幅に低減できる能力を有するものの、安定して低 NO<sub>x</sub> 燃焼する作動範囲が狭く、また燃焼振動や逆火、自己着火、スモークが発生し易いことなど信頼性に問題があるため実用化されておらず、実機エンジンの低 NO<sub>x</sub> 燃焼器では従来型燃焼器（拡散燃焼）の改良が中心となっている。これは、拡散燃焼のまま一次燃焼領域の混合比を希薄化するとともに、燃料と空気の混合を促進することにより、火炎温度を下げるとともに均一化してサーマル NO<sub>x</sub> の生成を抑制するものであるが、航空用エンジンでは高空再着火や急加速、急減速などの性能は非常に重要なファクターとなるため、産業用ガスタービンエンジンの DLE 燃焼器のような極端な希薄化ができないのが現状である。

### 3.3 ジェットエンジン用低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の開発動向

GE 社は、最新の大型エンジン GE 90 の燃焼器に図 11 に示す、形状の複雑なデュアルアニュラ燃焼器（DAC）を開発している<sup>(12)</sup>。これは、火炎を安定保持するパイロットステージと希薄燃焼で NO<sub>x</sub> の排出を低減するメインステージに機能を分離させたもので、1970 年代に NASA（米国航空宇宙局）との共同研究で開発した技術を発展させ実用化したものである。GE 社は仏国 SNECMA 社と共同開発した CFM 56 でも DAC を一部の機種に採用しているが、DAC には構造や燃料制御が複雑になり製造コストが高くなる短所がある。また、GE 社は従来のシングルアニュラ燃焼器（SAC）を改良し、

一次燃焼領域の空気と燃料の混合を促進させることで広い安定燃焼範囲を確保しつつ、NO<sub>x</sub> の排出を ICAO 1996 年規制値の 50% に低減する燃焼技術を開発し、主力機種である CF 6 や CFM 56 に適用し始めている<sup>(13)</sup>。さらに、将来の低 NO<sub>x</sub> 化の技術として TAPS（Twin Annular Pre-Mixed Swirler）と呼ばれる燃焼技術を開発中で、最近では DAC からの転換を鮮明にしている。

ロールスロイス（RR）社においても、最新の大型エンジンである Trent シリーズで、これまで主力であった RB 211 の SAC をもとにその一次燃焼領域の混合を促進し、燃焼器の短縮化を図ることで、広い安定燃焼範囲を確保しつつ ICAO 1996 年規制を十分にクリアする低 NO<sub>x</sub> 燃焼器を開発し実用に供している<sup>(14)</sup>（図 12）。

プラットアンドホイットニー（P&W）社は、V 2500 の低 NO<sub>x</sub> 燃焼器として図 13 に示すような、パイロットステージとメインステージを軸方向にずらしたアキシアルステージの DAC の開発を行ったが<sup>(15)</sup>、この燃焼器は実機には搭載されなかった。現在、SAC の改良による TALON（Technology for Advanced Low NO<sub>x</sub>）とよばれる低 NO<sub>x</sub> 燃焼器を開発中である<sup>(16)</sup>（図 14）。

NASA では、亜音速機用エンジンの研究開発と超音速機用エンジンの研究開発を一本化した UEET（Ultra Efficient Engine Technology）と呼ばれる新しいプログラムを開始し、NO<sub>x</sub> については亜音速機用エンジンにおいて ICAO 1996 年規制の 30% レベルに低減することを、また超音速機用エンジンについては超音速巡航時の排出指数を 5g/kg fuel 以下にすることを最終的なゴールとし

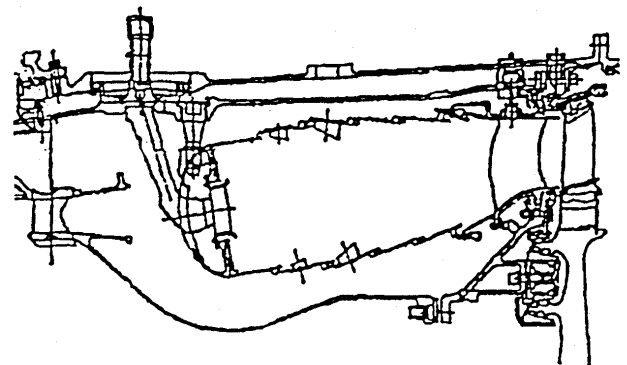


図 12 Trent 800 シングルアニュラ燃焼器

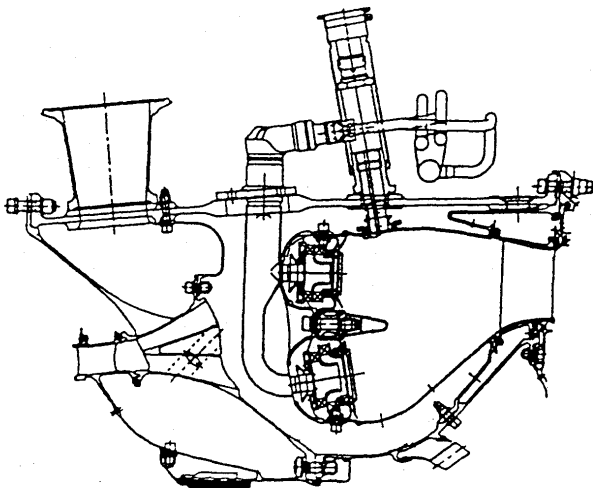


図 11 GE90 デュアルアニュラ燃焼器

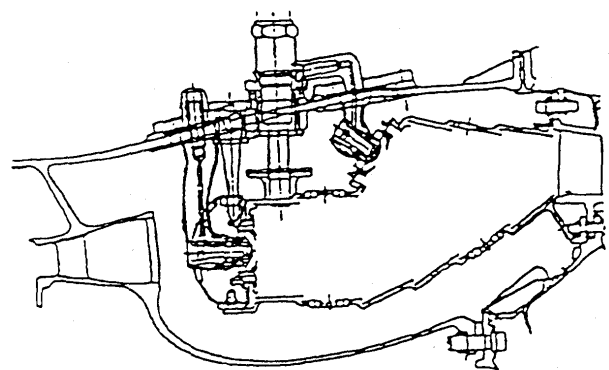


図 13 V 2500 デュアルアニュラ燃焼器

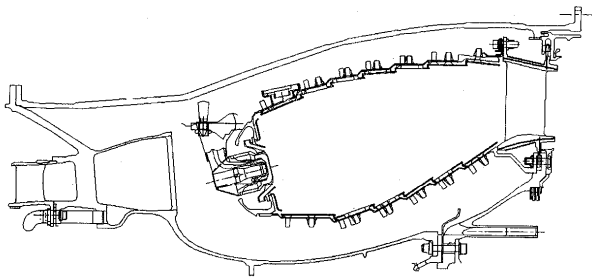
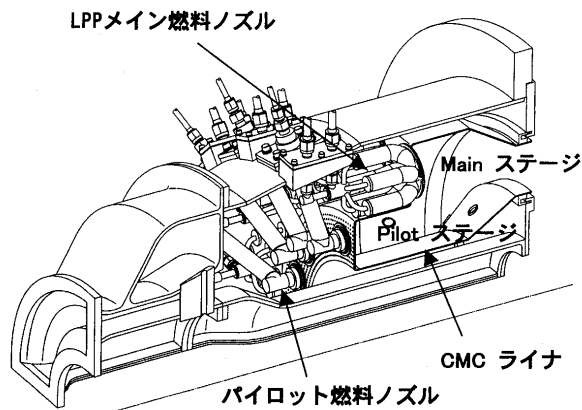


図 14 PW4098 TALON 燃焼器

図 15 ESPR 低 NO<sub>x</sub> 燃焼器 (LPP, CMC)

ている<sup>(17)</sup>。また、欧州(EC)においても環境を重視するエンジン技術の確立を目的とした研究開発が進められている。

我が国では、近い将来スタートすると考えられている超音速機用エンジンの国際共同開発に対して、我が国の産業が主体的に参画できるように、経済産業省がマッハ2クラスのエンジン技術を開発する ESPR プロジェクトを進めている<sup>(18)</sup>。このエンジンでは、飛行マッハ数2巡航時には燃焼器入口空気温度が 923 K、燃焼器出口温度は 1923 K と現在の温度レベルにくらべ非常に高温になり、NO<sub>x</sub> 排出量を現状燃焼技術から予測した場合、排出指数で 35 g/kg fuel 程度になるものと予測される。一方、NASA はオゾン層の破壊を防止するためには超音速機が排出する NO<sub>x</sub> を 5 g/kg fuel 以下に抑制する必要があると報告している<sup>(19)</sup>。そこで、ESPR では超音速巡航時の NO<sub>x</sub> 排出指数を 5 g/kg fuel 以下に低減する燃焼技術の確立を第1の目標としている。このような大幅な NO<sub>x</sub> 低減を実現するため、ESPR では産業用で採用されているような希薄予混合燃焼を適用した低公害燃焼器を開発中である<sup>(20)</sup>(図 15)。燃焼器の基本的な形状は、インナ側にパイロットステージをアウト側にメインステージを配置したアキシヤルステージ・デュアルアニュラ形状を採用し、希薄予混合予蒸発燃焼のための LPP (Lean Premix Prevaporized) 燃料ノズルの開発、また少ない冷却空気でも焼損や溶損のないように高温耐熱性に優れたセラミックス複合材料 (CMC) を適用した燃焼器ライナの開発が進められている。これらは世界でも最先端の技術であり、その確立が期待されている。

#### 4. おわりに

本稿では、産業用及び航空用ガスタービンエンジンの低公害燃焼器に関して、国内外の動向を簡単にまとめた。我が国の低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の技術開発は大きく進歩しており、産業用では GE 社や Alstom 社、Solar 社と国際市場で競争を行っている。航空用では、超音速機エンジンの国際共同開発で燃焼器の開発に参画できるように、ESPR プロジェクトを鋭意進めている。

#### 参考文献

- (1) 木村, “ガスタービンの排ガス規制とその対策”, 日本機学会講習会 No. 97-88, pp. 39-44, 1997
- (2) 青木ほか, “H 形ガスタービンの開発”, 三菱重工技報, Vol. 37, No. 1, pp. 6-9, 2000
- (3) Takahashi, S., et al, “Construction of Higashi-Niigata Thermal Power Station, Unit No. 4”, IGTC '99 Kobe OS-301
- (4) Vandervort, C. L., “9 ppm/CO Combustion system for F Class Industrial Gas Turbines”, ASME 2000-GT-0086, 2000
- (5) 木下ほか, “M7 A-02 用ガス焼き DLE 燃焼器の開発”, 川重技法 2001, 12月号に掲載予定
- (6) Cramb, D. J., “Tempest Dual Fuel DLE Development and Commercial Operating Experience and Ultra Low NO<sub>x</sub> Gas Operation”, ASME 2001-GT-0076
- (7) Leonard, G., “Development of an Aeroderivative Gas Turbine Dry Low Emissions Combustion System”, ASME 93-GT-288, 1993
- (8) EPA, Control of Air Pollution from Aircraft and Aircraft Engines, Fed. Reg., Vol. 38, no. 136, 1973
- (9) ICAO, International Standards and Recommended Practices, Annex 16 Volume II, 1981
- (10) ICAO, Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP)/3
- (11) ICAO, Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP)/4
- (12) Bahr, D. W., Gas Turbine Combustion and Emission Abatement Technology Current and Projected Status, IGTC '99 Kobe KS-3, 1999
- (13) Hukam, C. M., Recent Progress in Low-Emissions Gas Turbine Combustors, ISABE 97-7191, 1997
- (14) Le Dilosquer H. and Singh R., Implications of Subsonic aero engine design and flight operations on Atmospheric Pollution, ISABE 99-7108, 1999
- (15) Segalman, I., Sturgess, G. et al, Engine Demonstration of NO<sub>x</sub> Reductions with a Fuel-Staged Gas Turbine Combustor, AIAA 94-2712
- (16) SAE, Aerospace Engineering, August 1999
- (17) Russo, C. J., and Sehra, A. K., Progress Toward National Aeronautics Goals, ISABE 99-7002
- (18) 藤網, 超音速輸送機用推進システムの研究開発の成果と今後の展望, ガスタービン学会第 29 回ガスタービンセミナー, 2001
- (19) Shaw, R. J., Gilkey, S. and Hines, R., Engine Technology Challenges for A 21st Century High-Speed Civil Transport, ISABE 93, pp. 673-683, 1993.
- (20) 木下ほか, “次世代超音速機用環境適合型燃焼器の研究開発”, 第 15 回ガスタービン秋季講演会論文集, B-7

# 低 NO<sub>x</sub> 燃焼技術を用いたバイオガス燃焼について

小林 英夫<sup>\*1</sup>

KOBAYASHI Hideo

## 1. はじめに

近年、地球温暖化抑制のため、COP3の目標に向け各国では盛んに二酸化炭素削減努力に取り組んでいることはすでに周知のことと思われる。国内でも太陽電池、風力発電、あるいは、燃料電池など経済産業省を中心に振興策、補助金制度など普及政策が充実されてきておりまた、エネルギー管理も第1種エネルギー指定工場等の改善、省エネ成果など国レベルで把握するなど産業界にとっても厳しい対応が求められて来ている。

このような状況にあってガスタービンでは従来、液体燃料及び天然ガス等の化石燃料を中心に低 NO<sub>x</sub> 燃焼技術の向上などに注力していたが、さらに生化学的な発酵により得られる消化ガス等の未利用エネルギーを燃料として用いることにより省エネ、環境対策に取り組むことが検討されている。

## 2. バイオ系燃料

有機質資源をいわゆるバイオマスと呼び、これらの資源から、一般的にはメタンガス主成分とする消化ガスとして、自然発酵、嫌気性発酵、あるいは水熱反応により液状化処理後嫌気性発酵との組み合わせなどにより捕捉収集する。

自然発酵では、動物、植物等の腐敗または、古い湖沼から自然に湧出しているメタンガスが知られているが、活用できるだけの捕捉、管理、安定供給などの面から活用は難しい。(千葉県印旛沼周辺にて湧出するこのガスを利用して発電した例はある。)

バイオ系燃料の特徴は、化石燃料が地下からの何億年かかって生成された炭化物を取り出して酸素と結合させて二酸化炭素を新たに発生させているのに対し、二酸化炭素を吸収している植物を中心とした数年～数十年の循環により、地上の炭素を増加させないサイクルとなることである。

### 2.1 畜産糞尿

畜産農家などの家畜糞尿の処理では一般的には堆肥肥料化、または焼却により処理し、エネルギーとしての利用は図られていないが、近年は臨界水に近い高压、高温水の水熱反応により有機物の分子を分解し固形状から液状のブドウ糖、アミノ酸にし、さらに嫌気性発酵により

メタンガスを得ることが試みられている。ただし、これらから得られる熱量はすくなく、また、分散しており捕捉管理は難しい。また、水熱反応にエネルギーが必要であり、むしろ得られたメタンガスにて小規模発電によりこのエネルギーを賄い、自己完結型の廃棄物処理を目指す方向になると思われる。この小規模発電にマイクロガスタービンが適用できる見込みは充分にあると思われる。

ここで、メタンガスは地球温暖化に与える影響は二酸化炭素のおよそ21倍であり、未利用のまま大気等に放出されてしまうことから比べても、エネルギー回収するような処理が完成するだけでも極めて有効な手段となり得る。

### 2.2 下水処理場

バイオガスでもっとも大量に、かつ安定的に得られるのは下水処理場であり、現在ではもっとも活用の進んでいる分野である。一般に下水はこの処理場にて沈殿処理され、その際に下水汚泥が大量に発生する。この処理及

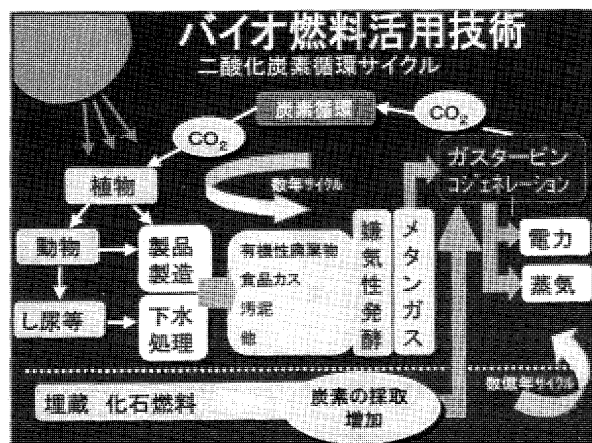


図1 バイオ燃料活用技術

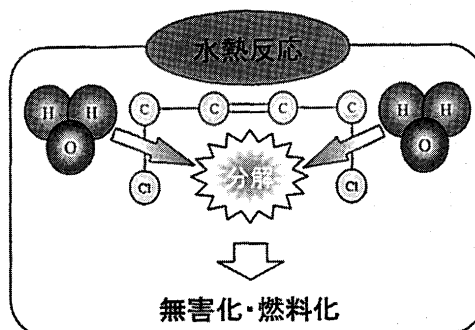


図2 水熱反応

原稿受付 2001年9月6日

\*1 石川島播磨重工(株)ガスタービン技術部  
〒135-8731 東京都江東区豊洲2-2-1





図5 IM 270 ガス焚きプラント

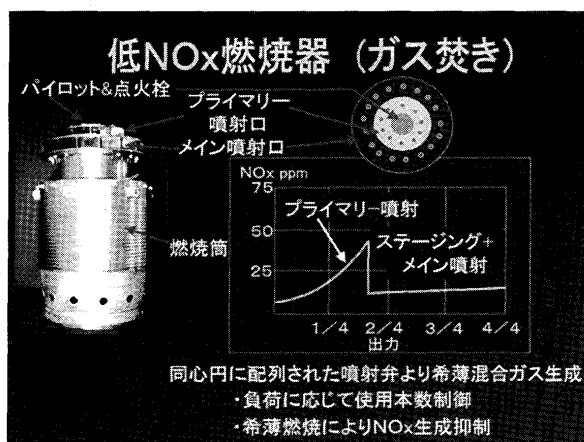


図6 低 NOx 燃焼器 (ガス焚き)

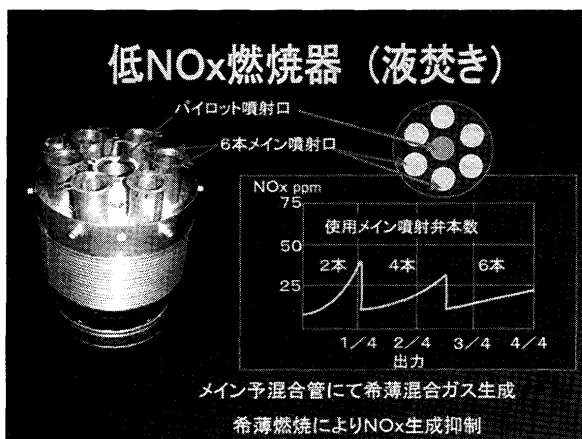


図7 低 NOx 燃焼器 (液焚き)

種類があり、原理的には同一だが後者の都市ガス焚き燃焼器は、東京ガス(株)と共同開発したものである。

#### 4. バイオガスの燃焼

以下、本4項は平成10年度NEDO即効型提案公募事業にて行った「下水処理場等から発生する未利用ガスを利用する低NOxガスタービン燃焼技術の開発」の成果を用いて論ずる。この開発研究には、エンジニアリング

振興協会、機械技術研究所(当時、現在産業技術総合研究所)とIHIが共同で取組んだ。

##### 4.1 バイオガスの成分

主成分はメタンガス(CH<sub>4</sub>)である。特に有望である下水汚泥消化ガスは、約65%がメタンガス、残りはほとんどが二酸化炭素であり、その総発熱量は低位で5000~5500 Kcal/Nm<sup>3</sup>と、都市ガスの熱量に比べ55~60%である。また、食料品メーカーでの有機排水から得られる発酵ガスもほぼ同様の熱量である。

下水汚泥消化ガスではこの他に、微量の水素、窒素、さらに硫化水素が含まれている。

##### 4.2 低カロリーガスの燃焼

一般的な拡散燃焼にてこの程度の低カロリーガスを燃焼させることは可能であるが、不活性ガスである二酸化炭素が混合しており、従来の拡散燃焼用燃料噴射弁にて対応するには、火炎安定性がやや不安となる。

一方、低NOx燃焼器にて希薄燃焼技術を用いることによりこの問題は解決されると同時に一般の都市ガスと同レベルのドライ低NOx特性が得られる。空気と消化ガスの十分な予混合により、メタンガスと酸素の接触が頻繁となり、また空気中の窒素も消化ガス中の二酸化炭素とともに不活性ガスとしてみれば同じであり、結局都市ガスの希薄予混合燃焼と原理的には同一となる。そのため、NOx生成も抑えられる。

一般的に、ドライ低NOx燃焼器では空気対燃料比がウエイト比で約50対1程度であり、この燃料中の不活性ガス比率が35%程度あっても全体の混合気体にあってはほとんど影響しない。

##### 4.3 消化ガスの燃焼について

メタンガスそのものと、メタンガスに二酸化炭素を混合させて燃焼した場合との相違を調査した結果がある。それによると、メタンガスのみの燃焼と比べ、火炎温度は約100℃程低下、また燃焼速度も約70%に低下しNOx発生量は約50%に低下する。

これを実際の燃焼器に照らして評価すると、燃焼温度の低下は火炎の安定性がやや劣るが、NOx発生は低下する。この火炎安定性については予混合気体が火種に接触する面積を広げること及び火種自体のエネルギーを増加することで安定性を増す。ただし火種を強化することによりNOx発生は増加し、結局この利点は相殺されると考えられる。一方、火炎速度が低下することは、低NOx燃焼器の弱点である、火炎の逆火にたいしては特に有利となる。

このように、消化ガス燃焼に関しては都市ガスの燃焼と比べ問題となるようなことはない。

##### 4.4 模擬ガスによる燃焼実験

IM270ガスタービンの燃焼器そのものを用い、メタンガスに二酸化炭素を混合させた模擬汚泥消化ガスを作り、燃焼実験を行った。供試燃焼器は先に紹介したガス焚き及び液焚きをガス用に改造した2つのタイプを用い

た。

いずれの燃焼器の実験でも、先の解析の結果と傾向は一致しており、二酸化炭素の混合率の増加に伴い、燃焼効率の低下及び生成 NOx の減少が見られる。燃焼効率の低下は特に部分負荷において顕著であるが、定格負荷相当では比較的その影響は小さい。従って部分負荷時の火種エネルギーの調整、あるいは、空気混合割合の調整などで回復できると考えられる。

一方、NOx 値はもともと低 NOx 燃焼器であるだけに、CO<sub>2</sub> の混合効果は解析ほどは出ていない。

図 9, 10 に提示したグラフは、ガス焼きタイプの実験データであるが、液焼きタイプも同様の傾向であった。

#### 4.5 IM 270 ガスタービンの試運転

都市ガス用の燃焼器を搭載した IM 270 ガスタービン実機を用い、メタンガスに窒素ガスを混合してカロリー調整をおこない燃料として供給し、実運転を実施した。

窒素ガスを用いたのは、二酸化炭素では、液体ポンベ

から気化させる装置の能力限界及び、法規制上の貯蔵量の限界から、ガスタービン運転は 1100 kW 出力までの部分負荷状態までとした。

特に低 NOx モードとなったモード 3 での燃焼効率の低下が見られるが、部分負荷状態で 98% 程度を保っており実用上は問題ないレベルといえる。

また、低 NOx モード以前のモード 2 で不活性ガスの窒素ガス混入の影響が出ており、NOx 値は約 50% 低減している。

一方ガスタービン性能は、燃料カロリーが低下する分の補正を行った推定計算と良く一致しており、性能への悪影響はほとんどないといって良い。

#### 4.6 消化ガスの供給量

下水汚泥消化ガスの発生量は、下水処理水量 1 トン当

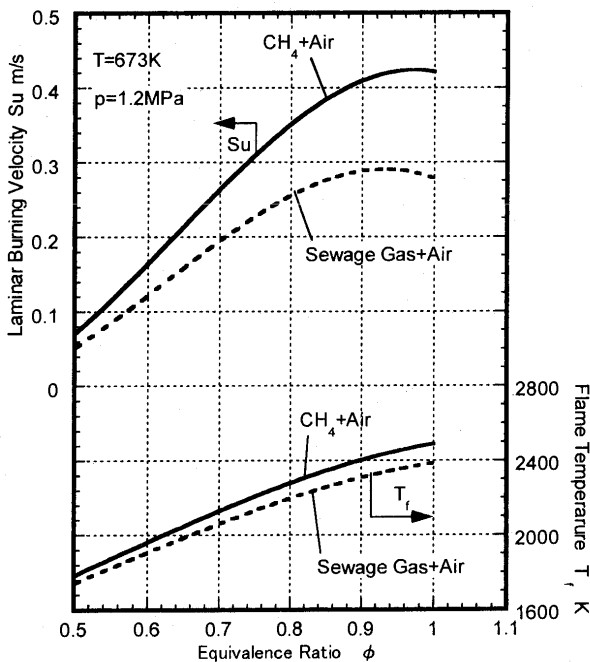


図 8

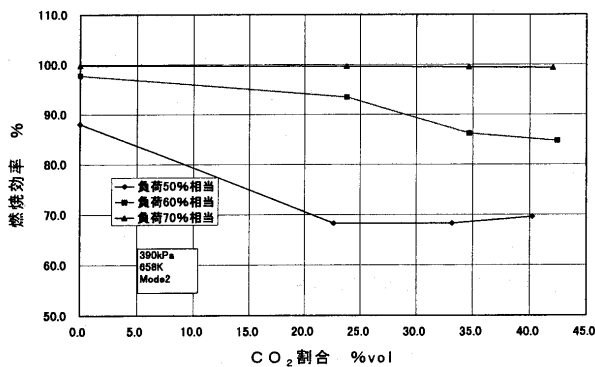


図 9 燃料中の CO<sub>2</sub> 割合の燃焼効率への影響 (ダブルスワーラタイプ)

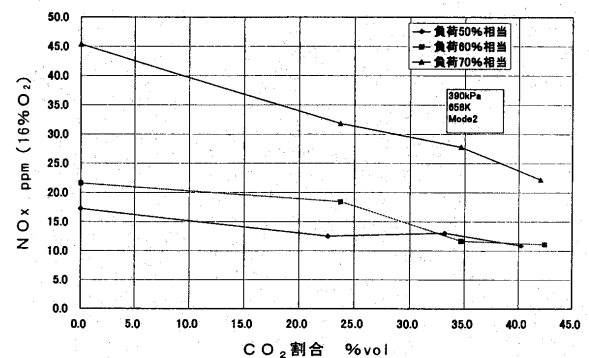


図 10 燃料中の CO<sub>2</sub> 割合の NOx への影響 (ダブルスワーラタイプ)

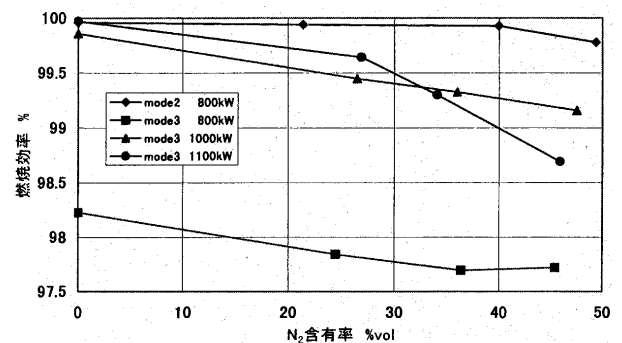


図 11 N<sub>2</sub> 含有率に対する燃焼効率

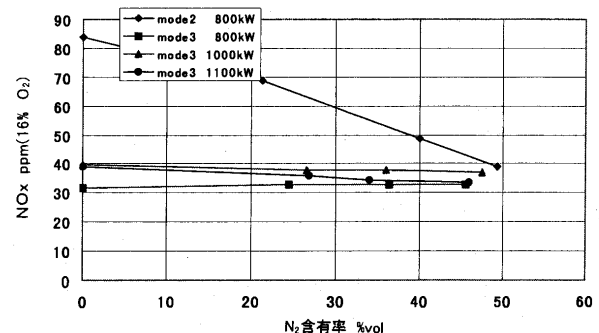


図 12 N<sub>2</sub> 含有率に対する NOx 値

り、約  $0.06 \text{ Nm}^3$  と見込まれている。このことは、50～60 万人規模の人工を想定した下水処理場で処置水量が約 30 万トン/日であり、この時約  $1.7 \text{ 万 Nm}^3/\text{日}$  の消化ガスが発生する。(ただし、場所、季節によって異なる。) 一方これを IM 270 クラスのガスタービン発電に用いたとすると、2000 kW 出力で約 12.5 時間分、1000 kW 出力では連続 24 時間運転分の発電が可能である。

このクラスの下水処理場の電力使用量の 25～30% 程度を汚泥消化ガスのエネルギーでまかなうことができる。また、コージェネレーションとして設置することによりその排熱により消化槽の加温をおこなうことができる。加温熱量とこの排熱エネルギーはほぼバランスする量となる。

## 5. 燃料供給について

### 5.1 都市ガスとの混合燃焼

汚泥消化ガスなどバイオガスのみでガスタービン発電は可能であるが、その発生量及びカロリー変動に対しバッファを持つ必要がある。また、限られた発生量の発電運用では設備投資単価も割高となる。これらのことから、都市ガスとの混合によりガスタービンコージェネレーションとして運用することがメリットが大きいと思

われる。先の 30 万トン/日クラスの下処理場で考えると、IM 270 ガスタービンを定格出力 2000 kW にて 24 時間運用すると、都市ガス補充はエネルギー比率で約 45%、所内電力自給率で 50% 程度を賄える。都市ガスはほとんどがメタンガスであり、消化ガスとの混合には成分的にはまったく問題はない。ただし、消化ガスとの混合方法、消化ガスの捕捉貯蔵とのバランス制御など制御技術サイドの対応が要求される。

### 5.2 有害成分

下水汚泥消化ガス中には数百 ppm オーダーの硫化水素が混入している。これは一般的な脱硫装置により 10 ppm 以下のレベルに下げることが可能である。ガスタービンにとっては燃焼場にて  $\text{H}_2\text{O}$  と  $\text{SO}_x$  に分解され、 $\text{SO}_x$  の影響を考慮することになる。ただし、灯油等の液体燃料中のイオウ分は 100 ppm レベルであり、これらと比べると 10 ppm レベルの硫化水素は問題とは思われないと思われる。むしろ、配管、制御バルブ系統の腐食に注意すべきであり、特に保管中の空気などとの接触による注意を払う必要がある。

水分の混入は、特に制御バルブ系統の腐食問題として注意が必要である。これは、メタンガスの捕捉方法で多

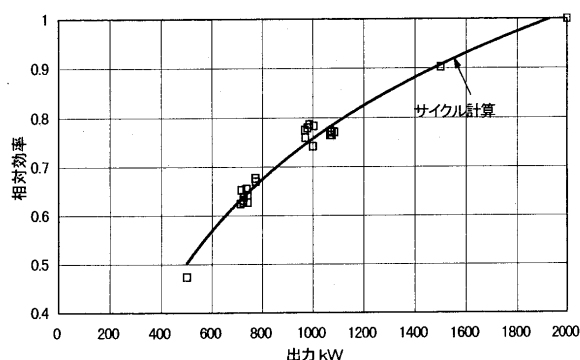


図 13 出力に対する相対効率

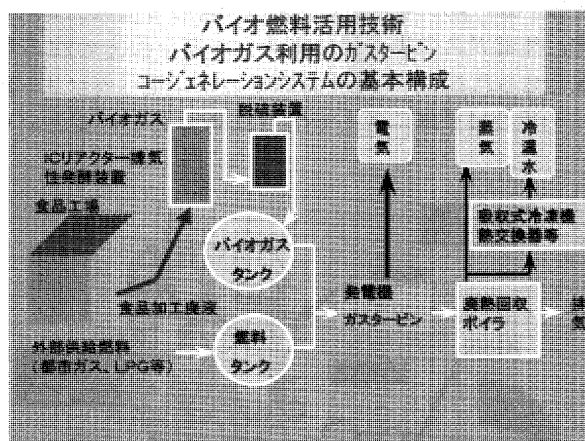


図 15 バイオ燃料活用技術

汚泥消化ガス焚き2000kWコージェネレーション 熱清算例  
(汚泥消化ガスのみでガスタービン燃料を賄う場合)  
30,000/日 処理水量 下水処理場 (人口 約60万人規模)

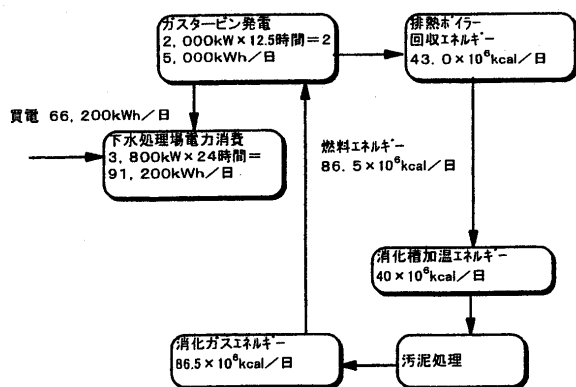


図 14 汚泥消化ガス焚き 2000 kW コージェネレーション  
熱清算例  
(汚泥消化ガスのみでガスタービン燃料を賄う場合)

汚泥消化ガス焚き2000kWコージェネレーション 熱清算例  
30,000/日 処理水量 下水処理場 (人口 約60万人規模)

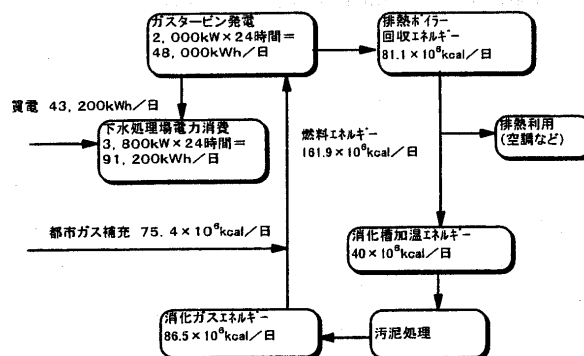


図 16 汚泥消化ガス焚き 2000 kW コージェネレーション  
熱清算例

くの下水処理場ではドライで捕捉しているが、水封式など水中捕捉するような場合は問題となる可能性がある。

シロキサン (siloxane:  $H_3SiOSiH_3$ ) は珪素、酸素、水素からなる気体だが、酸素により爆発的に分解し、酸化珪素となり、白色の微細粒子となる。つまり燃焼場においてこの酸化珪素の微粒子が生成される。この粉が内部の細孔などを閉塞させるおそれがある。ガスタービンでは燃焼ガスは、その周りから冷却空気等の2次空気でシールされつつ排出されるため、エンジン内部に溜まる可能性は低いと思われるが、排気ガス利用のボイラーなどでは要注意である。

国内の20箇所ほどでガスエンジンによる発電運用を行っているが、ある地域ではこのシロキサンによりピストン摺動部、吸入弁などに酸化珪素の粉が詰まり短時間で摩耗するなどのトラブルも報告されている。この物質は主にシャンプー、リンスなどに添加されており大都市圏の下水処理場で多く見られるようである。

このように、下水処理場ではその地域などによる微細な成分混入による影響が出るおそれがあり、その場合った調査、対応が必要である。

### 5.3 ガス圧縮機動力

低カロリーガスの場合、使用量はカロリーに反比例して増加する。従って、ガス圧縮機の動力も増加する訳で通常、都市ガスの場合にはガスタービン出力の約5%程度と見られるが、たとえば都市ガスに比べカロリーが50%の場合は単純に考えて出力の10%ほど必要という

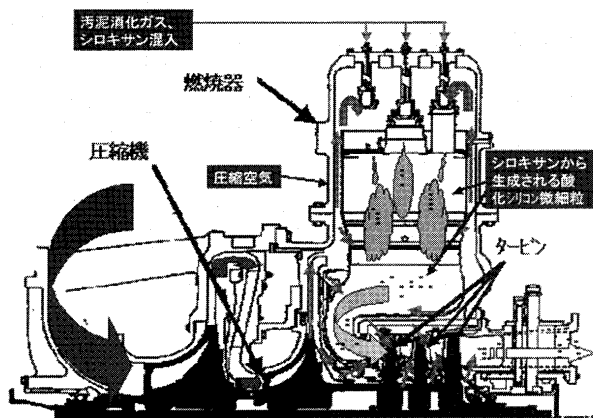


図 17

ことになる。未利用でほとんどただ同然の燃料ということでこれもやむをえないとの考えもあるが、たとえば、排熱で得られる蒸気を用いてガス圧縮機にモーターアシスト用の蒸気タービンを使い、電気動力を削減またはなくすこと等の効率向上策が考えられる。

### 6. まとめ

- ・二酸化炭素削減及び省エネ策として環境と経済性の両得を兼ねて、バイオガスをガスタービン用燃料として用いることが有望である。
- ・特に消化発酵により得られる消化ガスはメタンガスが主成分で低 NO<sub>x</sub> 燃焼技術の応用によりガスタービン燃料として用いることができる。
- ・下処理場及び食品工場などが大量、且つ安定的に消化ガスが得られる個所であり、ガスタービンコージェネレーション用燃料として、都市ガスなどとの併用により省エネ効果が期待できる。
- ・消化ガスの成分は、各サイトにより微量な成分差があり、適用に当たっては分析とその影響に注意する必要がある。

### 謝 辞

本出筆に際しては、平成10年度のNEDO即効型提案公募事業により得られた成果を、その報告書のなかから引用させていただいた。また、その事業においては、(財)エンジニアリング振興協会殿及び、旧工業技術院機械技術研究所(現、産業技術総合研究所)殿らとIHIの共同作業の成果であり、この場をお借りしてお礼を申し上げます。

### 参考文献

1. 平成10年度新エネルギー・産業技術総合開発機構 即効型提案公募事業 研究成果報告書: 下処理場等から発生する未利用ガスを利用する低 NO<sub>x</sub> ガスタービン燃焼技術の開発: (財)エンジニアリング振興協会, 工業技術院機械技術研究所, 石川島播磨重工業(株)
2. 藤 秀美, 細井 潤: [Development of a Low NO<sub>x</sub> Combustor for 2 MW Class Gas Turbine] ASME TURBO EXPO '96]
3. 米澤 克夫, 今村 龍三, 小林 英夫: [2 MW Class High Efficiency Gas Turbine IM270 for Co-Generation Plant] ASME TURBO EXPO '96]

# 航空機用ガスタービンにおける計測技術（空力，構造計測）

仲田 靖<sup>\*1</sup>

NAKATA Yasushi

皆川 伸也<sup>\*1</sup>

MINAGAWA Nobuya

キーワード：Aircraft Engine, Measurement, Strain, Temperature, Vibration, Pressure, Slip Ring, Telemetry, PIV, PSP

## 1. はじめに

航空機用ガスタービン（以後，航空エンジン）は，その特性として軽量，コンパクトで高出力，低燃費が要求され，高温，高圧力比が進んでいる。この高性能化に加え，信頼性および環境適合性に関する要求も加わり，航空用エンジンの開発には広い分野の高度な設計技術が要求される。一方，製品の競争力を上げるため，開発期間やコストの短縮，低減もメーカーにとって死活問題であり，そのための数値解析等を駆使した設計技術の高度化が課題である。このような中，計測技術は，設計結果の評価，設計技術の検証，向上および開発試験での安全性の確保において重要な役割を担っている。

こうした計測技術の重要性の高まりとは裏腹に，計測技術向上のための研究予算は，世界的に見て緊縮傾向にある。このような状況に対し，欧米では，政府機関であるNASAや米海空軍，主要航空エンジンメーカーであるGE，PWA，RR，計測器メーカーおよび大学からなる産官学協同組織（Propulsion Instrumentation Working Group：PIWG）を発足させ，計測技術の分野で共同の目標を掲げ，技術力向上に取り組む動きが見られるが<sup>(1)</sup>，国内では各社が独自に計測技術の維持・向上を図っているのが現状である。

以下に，空力性能に係わる流体計測（以後，空力計測）および構造，強度に係わる計測（以後，構造計測）について，最近の航空用エンジン開発における状況および今後の動向について解説する。

## 2. 空力計測

空力計測は，圧縮機，タービン，燃焼器といった要素の単体試験（以後，要素試験）およびエンジン試験で行われている。要素試験では，計測を目的とした装置設計が可能のため種々の計測法が適用され詳細な流れ場の計測が行われている。表1に要素試験で使われている主な計測方法を示す。一方，エンジン試験では，構造的な制約が多く，各要素の入口，出口での状態量分布計測が一

般的である。

ここでは，最近のエンジン試験における空力計測の状況，および実用化が期待される2つの非接触計測法，PIV（Particle Image Velocimetry）とPSP（Pressure Sensitive Paint）について紹介する。

### 2.1 エンジン試験における空力計測

エンジン試験における空力計測は，他のガスタービンと同様に各要素の入口，出口での温度，圧力計測が主である。その方法は，プローブを主流中に差し込む従来からの方法で，流れへの影響はあるものの比較的容易で確実に計測できることから今後も同様な方法が取られるであろう。図1に民間用エンジンの開発試験での計測例を示す。燃焼器出口を除き各要素の入口，出口にプローブが配置されている。燃焼器出口温度は，最近の民間用エンジンでも1600℃に達しようとしており，プローブの耐熱強度的に厳しい環境のため計測されていない。

プローブの差し込みが構造的に困難であったり，流れへの影響が無視できない状況では，静翼やストラットの前縁にセンサを取付ける場合がある。圧縮機の段間性能等の計測に使われる場合が多いが，小型エンジンでは，翼高が低く十分な数量のセンサを翼面に配置することが難しい。センサの小型化が今後の課題である。

プローブで，特に回転体の前に差し込まれるものは，破損するとエンジン全体を損傷させ開発計画に重大な影響を与える。このため強度的にも十分な配慮がされている。設計段階では，エンジン回転振動，上，下流の回転

表1 要素試験での主な空力計測方法

| 計測項目      |     | 計測方法   |
|-----------|-----|--|
| 温度        |     | 熱電対，測温抵抗体<br>放射温度計<br>ラマン散乱，CARS，LIF                                   |
|           | 圧力  | 全圧プローブ，静圧プローブ，壁圧孔<br>圧カトランスデューサ（ひずみゲージ，クォーツ形 他）                        |
|           | 非定常 | 圧カトランスデューサ（ピエゾ圧電，半導体形 他）   |
| 流速（含む流れ角） |     | ピトー静圧管<br>3孔ヨーメータ，5孔ヨーメータ<br>ホットワイヤ，ホットフィルム<br>L2F，LDV<br>PIV（粒子画像流速計） |
| 空気流量      |     | オリフィスプレート<br>亜音速ベンチュリ<br>クリティカルフローベンチュリ                                |

原稿受付 2001年10月1日

\*1 石川島播磨重工業㈱ 航空宇宙事業本部 技術開発センター  
要素技術部計測技術グループ

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

翼の通過による圧力変動およびカルマン渦等の自励振動との共振を避ける。また、予想外の励振源に備えダンピング構造を取り入れる場合もある。さらに、試験時は歪みゲージによる振動モニタを行なって万全を期している。

### 2.1.1 温度計測

温度計測センサは、熱電対が主で、エンジン入口では測温抵抗体が用いられる場合が多い。熱電対は、Kタイプが一般的であるが、時効による熱起電力特性の変化が起きる温度域（約400～600℃）がある<sup>(2)</sup>。このため圧縮機出口までの温度計測に時効の影響を受けにくいEタイプを使用するメーカーもある。低圧タービン入口温度は、高圧タービン入口温度の上昇に伴い1000℃に近付いておりK熱電対等の単金属熱電対の使用限界に近付きつつある。今後は、貴金属の熱電対の使用が必要となり開発コストへの影響が懸念される。

計測精度は、多点プローブに組込む熱電対の1本1本または製造ロット毎の起電力校正、空力回復係数を求める校正、さらにプローブ周囲の壁温計測をもとにした熱伝導や輻射による誤差補正等により確保している。

### 2.1.2 圧力計測

圧力計測は、プローブに組込まれた圧力チューブ（内径1mm程度）により圧力をエンジン外に引き出し圧力変換器で計測するのが一般的である。エンジンを加減速させる試験で、一次遅れ系の速い応答性が要求される計測では、さらに太めの管で長さを短くし、圧力トランスデューサをエンジン近傍に設置して計測が行われる。各要素の不安定作動や翼の高サイクル疲労の励振源となる圧力変動を高い周波数応答で計測する場合などは、小型の圧力トランスデューサを直接、流路壁と面一に取付けて計測する。

前述のPIWGでは、将来の圧力トランスデューサの開発目標として耐熱性向上（無冷却）、高応答性、小型化

および信頼性向上を掲げて、その実現に向け取り組んでいる。目標仕様の一部を表2に示す<sup>(3)</sup>。なお、この目標は、主に高圧圧縮機への適用を想定して設定されたものである。

### 2.2 PIV計測

粒子画像流速計、いわゆるPIV (Particle Image Velocimetry) は、平面的な速度場を瞬時に計測できる光学的流速計測法である。近年のハードおよびソフトウェアの進歩に伴い、粒子画像をデジタルで取り込み、それをオンライン処理できるようになったため急速に発展、普及してきた (Digital PIV; DPIV)。

PIV計測の基本原則を図2に示す。計測は概ね次のようなフローで行われる。

- 1) 流れに追従する粒子を流れ場に混入する。
- 2) 流れに乗った粒子にシート状のパルスレーザ光 (Nd:YAG等) を時間を置いて2回照射する。
- 3) CCDカメラにより各パルス光の照射毎に粒子画像を取り込む。
- 4) 取り込んだ粒子画像をいくつかの検査領域に分割し、その各領域について、2時刻間で移動した粒子群の移動量を相関法により割りだし速度を算出する。
- 5) この処理を計測面全域に繰り返し全体の流速分布を求める。

表2 圧力トランスデューサの開発目標

|  | Transducer#1   | Transducer#2    | Transducer#3      |
|--|----------------|-----------------|-------------------|
| Range                                      | 172kPa (25PSI) | 34.5kPa (5PSI)  | 5,171kPa (750PSI) |
| Coupling / Operation                       | AC / Delta     | AC / True Delta | DC / Absolute     |
| Combined Uncertainty @ Ambient Temperature | 1%FS           | 1%FS            | 1%FS              |
| Natural Frequency                          | >500kHz        | >125kHz         | >125kHz           |
| Compensated Temp. Range                    | -18～760℃       | -18～760℃        | -18～760℃          |
| Diameter                                   | 1.6mm          | 1.6mm           | 1.6mm             |

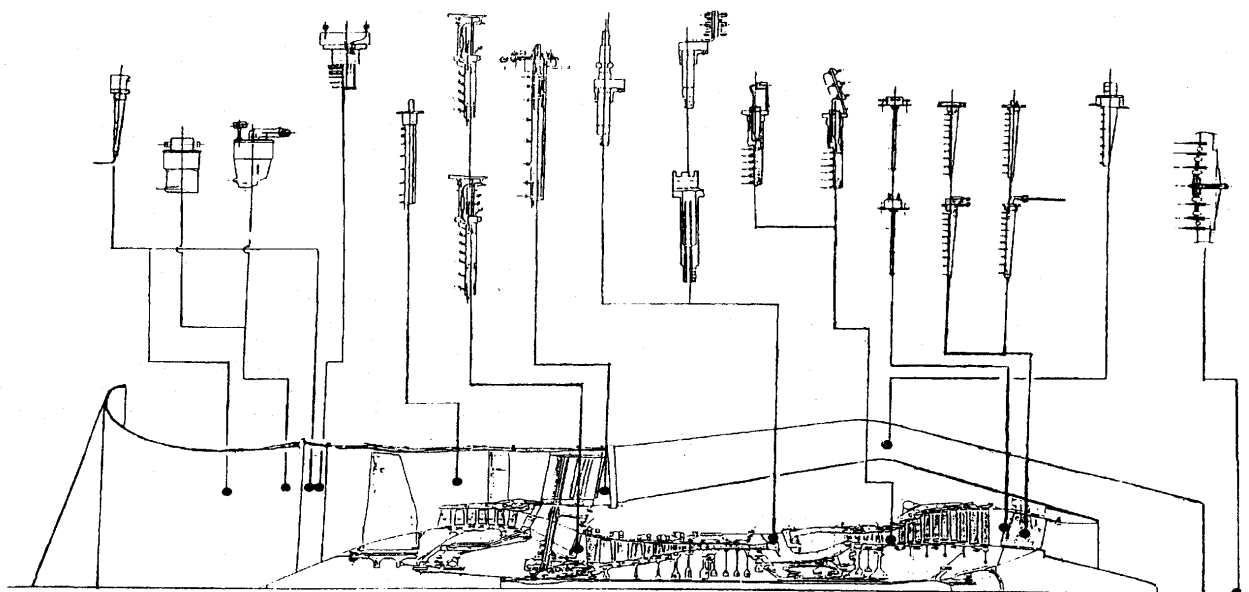


図1 エンジン試験における計測器配置例

PIV は、平面的な速度場を瞬時に測定できるため、非定常現象や過渡現象に適用可能で、渦度や乱れ分布に関する情報も得られる。また、高速流に対しては、現在市販されているシステムで 600 m/s 程度の計測は可能である。さらに、配置の異なる 2 台のカメラを使うことにより 2 次元 3 成分の流速分布計測も可能となる (ステレオ PIV)。

ターボ機械への適用研究は、ファン、圧縮機<sup>(4)</sup>およびタービン<sup>(5)</sup>の動翼、静翼間流れ、燃焼器モデル内の燃焼を伴う流れ<sup>(6)</sup>、さらに排気ノズルのジェット流<sup>(7)</sup>等全ての要素に広がっている。図 3 に圧縮機動翼間流れの計測例を示す<sup>(8)</sup>。これは NASA により 1997 年に世界で始めて計測された遷音速圧縮機の流れ分布で、大きな流速の変化から衝撃波の位置が確認できる。

ターボ機械の研究、開発における PIV の有効性は、すでに多くの研究で明らかになっており実用段階に近づきつつある。今後は、測定対象に応じた適用技術の蓄積、向上が課題となる。

### 2.3 PSP 計測

感圧塗料、いわゆる PSP (Pressure Sensitive Paint)

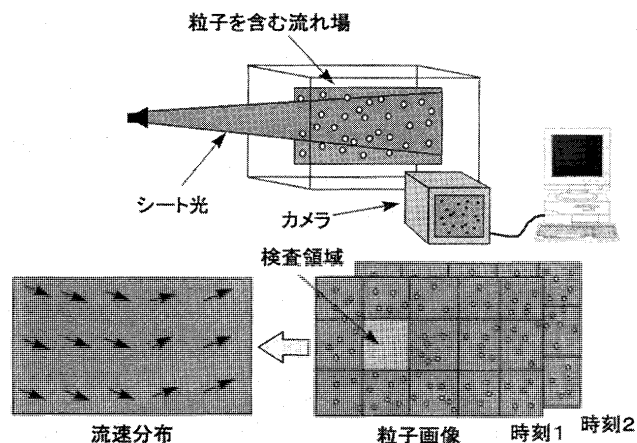


図 2 PIV 計測の基本原則

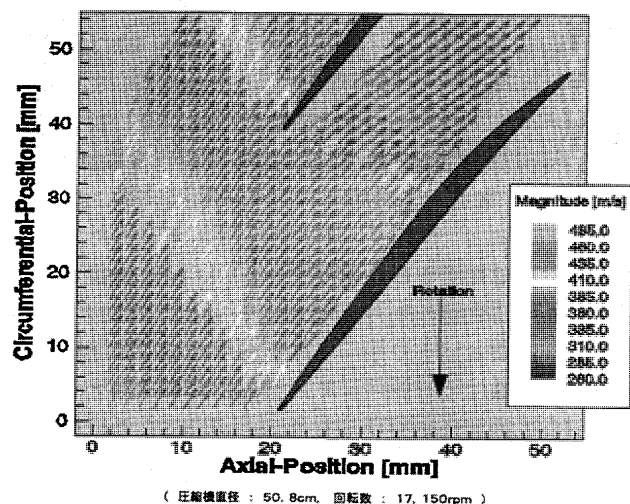


図 3 PIV による圧縮機動翼間流れ計測例<sup>(8)</sup>

は、物体表面の圧力分布計測法として、ここ 10 年間で改良が進められ航空宇宙分野を中心に普及してきた。

PSP は、蛍光を発する色素の酸素分子による消光現象 (Oxygen Quenching) を利用した計測法である。図 4 に基本原理を示す。PSP に特定の波長の光を照射すると蛍光を発し、その強度は、空気の酸素分圧すなわち圧力の変化によって変わる。その蛍光強度分布を CCD カメラなどで撮影し、基準圧力下での強度分布と比較することにより圧力分布を一度に求めることができる。但し、蛍光強度には、圧力以外に温度依存性もあるため、圧力値に変換する際、温度補正が必要となる。

現在の PSP の使用範囲は、圧力が真空～200 kPa、速度はマッハ数 0.2～4.0 程度とされ、この範囲で温度補正や画像のずれ補正等に十分配慮すれば 0.1～0.5 kPa の測定精度が得られると言われている<sup>(9)</sup>。また、非定常計測に必要な周波数応答性に関しては、現在 2～5 kHz 程度には対応できることが報告されている<sup>(9)(10)</sup>。

PSP のターボ機械への適用例として、圧縮機の動翼および静翼表面の圧力分布を計測したものが<sup>(11)</sup>。図 5 に Purdue 大学が行なった動翼負圧面の計測例を示す<sup>(12)</sup>。この例では、PSP と TSP (感温塗料) を異なる動翼に塗布して計測しており、衝撃波の位置等流れ場の情報が読み取れる。

PSP 技術は、測定精度、応答性に加え、ターボ機械の環境下での耐久性等改善の余地はあるものの急速に発展しており、今後の研究成果に注目したい。

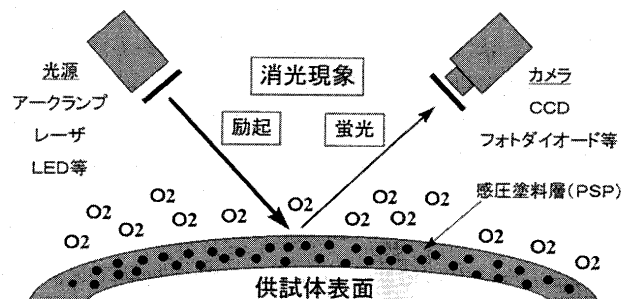


図 4 PSP 計測の基本原則

### Pressure and temperature distributions at 17,800 rpm

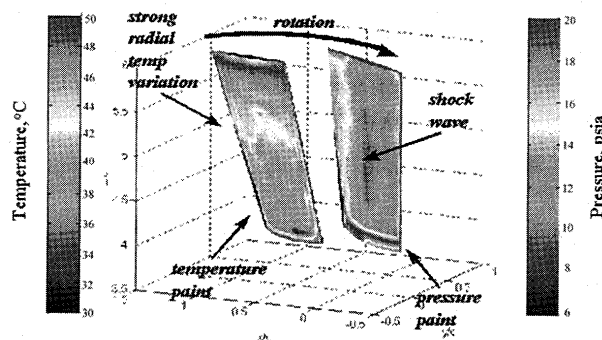


図 5 PSP による圧縮機動翼面圧力分布計測例<sup>(12)</sup>

### 3. 構造計測

航空エンジンの開発において、要素試験やエンジン試験での構造計測の役割は大きく分けて2つに分類できる。1つは、開発中の各要素およびエンジンが運転中に破損することがないように振動・温度等をモニターし、運転試験を安全に進めるという役割。もう一つは近年 IT 技術の進歩に伴い飛躍的に高度化している振動解析技術を用いた解析結果を計測結果と比較検証するためのデータを提供するという役割である。一方、近年開発される航空エンジンは小型化、高効率化、高温化が進んでおり、構造計測に要求されるスペック即ちセンサーに要求される耐熱性、耐 G 性（遠心力）、コンパクト性に対する要求も年々厳しくなりつつあり、米国の PIWG で掲げられる各計測技術に対する要求も非常に高いものとなっている<sup>(1)(3)</sup>。

以下、航空エンジンにおける構造計測の中心となる、振動、応力計測を中心の最近の動向について紹介したい。

#### 3.1 振動計測

航空エンジンにおける構造計測で最も一般的なのはエンジン構造体の外殻振動および各回転軸を支える軸受ケースの振動計測である。これらをモニターすることの主目的は、航空エンジンの開発運転試験時に発生する軸系の高振動によりエンジンを破損させることなく安全に運転することであるが、一般的な計測なので詳細は割愛する。

一方、近年のローターダイナミクス研究の進歩により、回転軸に対する振動計測は軸受振動のみならず、軸の軸受に対する相対変位を直接計測する軸振動計測も航空エンジン開発では欠かせない計測項目となっている。軸振動センサーは、渦電流方式が最も一般的であるが、500℃を越える高温環境では静電容量型センサーも多く使われ始めている。どちらも温度一定であれば良好な直線性を示すが、温度変化によるドリフトが発生するため、各温度により補正をかける必要がある。最近ではあらかじめ補正回路（リニアライザー）を組み込んだシステムも市販されるようになってきている。その他、光学式センサー、マイクロ波センサー等も各センサーメーカーやジェットエンジン開発メーカーにて研究開発されているが、それぞれ一長一短であり前2例ほど使用例は多くない<sup>(13)</sup>。こうした軸振動計測に用いられるセンサーは、その原理からそのまま翼端隙間センサーとしても用いられるが翼端隙間計測については紙面の都合上参考文献を参照されたい<sup>(14)(15)(16)(17)</sup>。なお、軸振動計測を行う際は、後々のデータ解析の為に軸の基準となる1回転1パルスセンサーも同時に組込むのが普通である。

#### 3.2 応力計測

航空エンジンにおける応力計測で最も重要なのは、圧縮機やタービン等の翼振動計測である。センサーはひずみゲージが最も一般的である。翼は静止部の静翼と回転部の動翼に分かれるが、動翼の翼振動計測は信号を静止部へ伝達するために後述するスリップリングやテレメー

タといったシステムが必要になる。また、従来から回転部の動翼振動にはケーシングに取り付けたブローブから非接触に振動を計測する技術が各社でひずみゲージと併用され利用されていたり、もしくはひずみゲージを使用せずに単独で利用される例も多い。ここではそれぞれの特徴について順を追って紹介する。

##### 3.2.1 ひずみゲージによる翼振動計測

ひずみゲージを用いた計測は最も歴史が古く、昨今の非接触動翼振動計測技術の進歩はあるものの、計測されるデータの精度、測定可能周波数帯域の広さ等から最も信頼性の高い計測方法として今後も広く利用されていくと思われる。特に空力励振による翼の高次モードの振動応答現象<sup>(17)</sup>を計測するには現状ではひずみゲージしか適当な計測方法はないと思われる。

使用するひずみゲージはファン・圧縮機・タービンと温度が高くなるに従い種類・貼付方法が異なる。ファンおよび圧縮機の200℃程度までの温度環境では、市販の箔型ひずみゲージを接着剤を用いて貼付する。接着にはエポキシ系・ポリエステル系あるいはポリイミド系の接着剤が用いられる。それ以上の高温環境では、フリーフィラメント型ひずみゲージをアルミナ溶射により貼付するか<sup>(18)(19)</sup>、無機質セラミック系接着剤により貼付する。特に動翼のひずみゲージ貼付には高温・高G環境下でひずみゲージが飛散する確率が高くなるため、耐久性の高いひずみゲージ貼付を行うために、各社のノウハウが結集される部分である。図6は高压タービン動翼に貼付された溶射ゲージの例である。



図6 溶射型ひずみゲージ貼付例

高温環境で使用される溶射ゲージは、最近の技術力の進歩により貼付時の厚みを最大0.5 mm以下に押さえられるようになってきたが、圧縮機後段の小型薄翼にはひずみゲージ貼付の影響により、空力的流れを阻害したり、翼の固有振動数に影響を与えることがあるため、翼面に直接スパッタリングすることによりひずみゲージを形成する薄膜ひずみゲージが利用されている<sup>(20)(21)</sup>。図7は翼面に形成された薄膜ひずみゲージの例である。

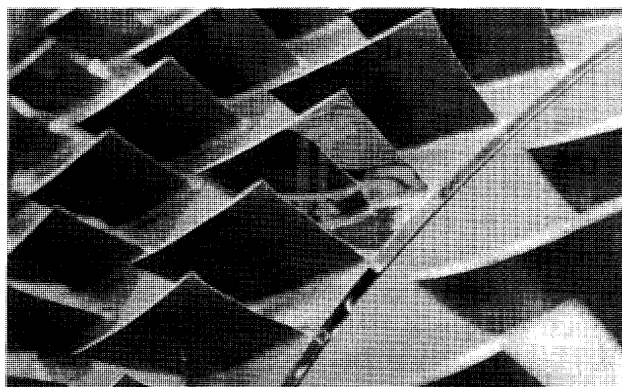


図7 薄膜ひずみゲージ貼付例

### 3.2.2 非接触動翼振動計測

ひずみゲージを使用せず、動翼の振動状況を把握する方法として、国内外各社で非接触動翼振動計測技術が開発されている。1つのセンサーから収集される情報量の多さについてひずみゲージに勝るものはないが、非接触動翼振動計測では対象とする動翼全数の振動状況、パラッキが計測でき、ひずみゲージとの組合せにより動翼振動状況が総合的に把握できるし、最近の各社の開発により計測精度も向上しているため<sup>(22)(23)(24)(25)</sup>、将来的にはひずみゲージレスの計測や航空機に搭載した状態での計測も実現するものと思われる。

筆者らも2本のプローブを用いたBBCの方式を応用したOPT-V (OPTical blade Vibration monitoring system) を実用化し、各種エンジンの開発に利用してい

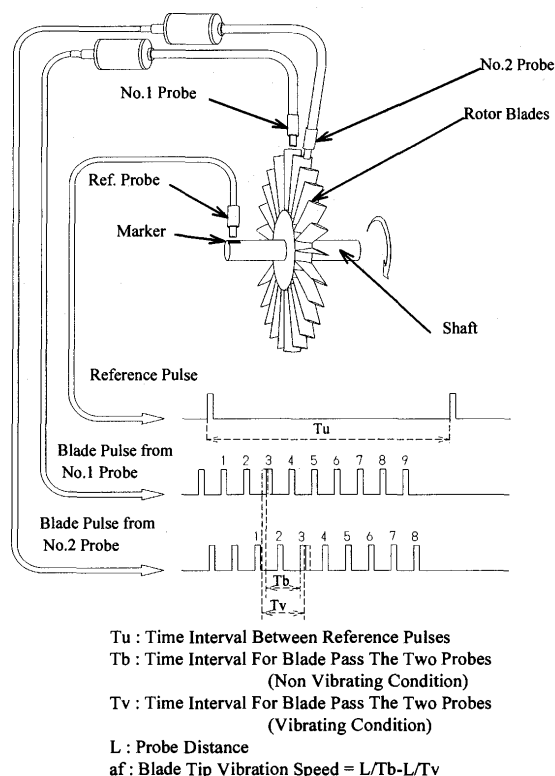


図8 OPT-V システム概念図

る<sup>(26)(27)(28)(29)</sup>。図8はOPT-Vシステムの概念図である。

### 3.3 温度計測

航空エンジンの構造計測における温度計測は、熱電対を用いたものが最も一般的で広く利用されている。熱電対は、静止部品・回転部品の双方に取り付けるが、回転部品に取り付けた場合は、静止部に信号を伝達するためにスリップリングやテレメータを利用するのはひずみゲージと同様である。

物体から放射される輻射エネルギーを測定することにより物体の温度を計測する放射温度計も、高压タービン等の高温部品の計測に利用されているばかりか、タービン温度をエンジン制御に用いるための利用も進んでいる。

サーモカラーも運転中のリアルタイムモニターはできないが、高温部品の最高到達温度および温度分布がわかるため、燃焼器やタービンケースといった部分には多く利用されている。

### 3.4 回転部から静止部への信号伝達

回転部品に取り付けられたひずみゲージや熱電対の信号伝達には、古くからスリップリングやテレメータなどが利用されている。

数年前まではスリップリングが最も多く利用されていたが、冷却に利用されるフロンがオゾン層破壊の原因となる環境問題が言われはじめてから、利用は少しずつ減少し、テレメータの方が多く利用されるようになってきた。オゾン層破壊を起こしにくい代替フロン(AK-225)も開発されているが、特定の材質に適合しないものもあるため、従来フロンに使っていたポンプ等に改造が必要になる場合がある。しかし、スリップリングはテレメータと比較して安価で同時に多点計測ができるなどメリットも多いため、今後消滅することはないと思われる。

回転部品に発信器(トランスミッタ)を組込み静止部に取り付けたアンテナから信号を受信するのがテレメータである。テレメータは非常に高価であり、同時に送信できる信号もスリップリングに比較すると少なくなるが、航空エンジンの高压系回転部の計測ではスリップリングを取り付けるスペースがないため、テレメータを利用するしかない。また、デジタル処理により多点の信号を同時に出力できるトランスミッタも近年開発され、ベンダーからも提供されるようになってきた。一方、欧米では高压系の計測はエンジン全体ではなくコアエンジンでスリップリングを利用してあらかじめデータ取得を行い、低压系と組み合わせての運転時は高压系回転部の計測は行わずにコストダウンを図る例が多い。

### 3.5 軸受スラスト荷重計測

航空エンジンの開発において、軸受設計者にとって軸受部にかかるスラスト荷重の計測は最も興味のある部分である。軸受スラスト荷重が過剰だと軸受が破損するし、スラスト荷重過小の場合もスキッピングによる破損もあり得るため、運転中のスラストモニターは非常に重要

である。

軸受スラスト荷重の計測には、様々な方法が各社で考案され実用化されている。基本的には軸受外輪前後にロードセルを挿入して計測する方法と、軸受ケーシングの一部にひずみゲージを貼付し、スラスト方向の静ひずみ値の変化からスラスト荷重を求める方法の2通りが一般的である<sup>(30)(31)(32)</sup>。図9は筆者らが開発した薄膜センサーを用いたロードセル (ユニットセル) を使ったベアリングスラスト計測装置の例である。

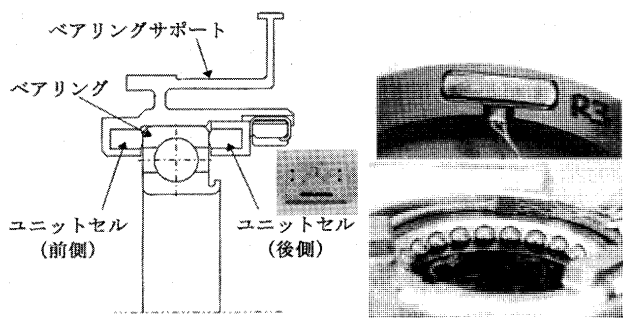


図9 薄膜センサーを用いたベアリングスラスト計測例

#### 4. おわりに

航空エンジンの開発における空力計測および構造計測の現状および今後の動向について概要を述べた。計測技術の進歩は、ハードやソフトウェアの進歩に因る所が大きいが、ガスタービンで活用するための適用技術も重要な技術であり筆者らもその発展に寄与していきたい。

なお、紙面の制約もあり詳細に記述が及ばず、また、割愛した項目も多々ある。興味を持たれる方は参考文献を参照して頂ければ幸いである。

#### 参考文献

- (1) Anderson, R. C., et al, ASME paper 98-GT-491, (1998)
- (2) Jablin, J., et al, ASME 99-GT-401, (1999)
- (3) PIWG Home Page, <http://oai.org/PIWG/>
- (4) Balzani, N., et al, ASME 2000-GT-55, (2000)
- (5) Funes-Gallanzi, M., et al, ASME 94-GT-349, (1994)
- (6) 五味光男他, パルス YAG レーザ PIV の高速流計測への応用, 第 60 回風洞研究会議, (1998-5)
- (7) Seiner, J. M., et al, AIAA 2001-2184, (2001)
- (8) Wernet, M. P., PIV for Turbomachinery Applications, NASA GRC Home Page, (1997)
- (9) 浅井圭介, 可視化情報, Vol. 21 Suppl. No. 1 (2001-7), p. 299
- (10) 松本尚之他, 可視化情報, Vol. 21 Suppl. No. 1 (2001-7), p. 315
- (11) Lepicovsky, J., ASME 98-GT-499, (1998)
- (12) Sullivan, J., et al, <http://avian.ecn.purdue.edu/~asl/paints/reno/>
- (13) A. G. Sheard, et al, ASME 97-GT-198, (1987)
- (14) J. Chivers, AIAA 89-2916, (1989)
- (15) Richard Grzybowski, et al, ASME 96-GT-2, (1996)
- (16) S. J. Gill, et al, ASME 97-GT-466, (1997)
- (17) J. H. Griffin, et al, Trans. ASME Vol. 120/801, (1998)
- (18) Jih-Fen, et al, Proc. SEM Spring Conf., (1995)
- (19) Stephen P. Wnuk, Jr., Advances in High Temperature Strain Gage Attachment Techniques, SEM 8<sup>th</sup> HEHTMC, (1995)
- (20) H. Aono, et al, Thin Film Gauges for Measuring Dynamic Strain of a Compressor Blade, SEM Spring Conf., (1985)
- (21) P. Kayser, J. C. et al, A, 37-38, (1993)
- (22) Henry Jones, ASME Paper, 96-GT-84, (1996)
- (23) Steave Heath, Trans. ASME, J. Eng. Power, 122 (2000), 219-225
- (24) S. Heath and M. Imregun, ASME, J. Eng. Power, 120 (1998), 784-791
- (25) 金子康智, 飯塚信也, 日本機械学会 [No. 01-5] CD-ROM 論文集 (2001. 8. 6-9, 東京)
- (26) Roth, H. Vibration Measurements on Turbo-machine Rotor Blade with Optical Probes, Proc. Measurement Methods in Rotating Components of Turbomachinery, ASME, (1980), P. 215
- (27) Jimbo, K., Aono, H., Chikata, T., and Hagiwara, Y., Proc. SESA 1983 Spring Meeting, (1983)
- (28) Kawasima, T., Iinuma, H., Wakatsuki, T. and Minagawa, N., ASME 92-GT-159, (1992)
- (29) Kawasima, T., Iinuma, H. and Minagawa, N., Proc. IEEE IMTC '94, vol. 2 P. 601-604, (1994).
- (30) 中洲, 星野, 近田, 萩原, 「軸受部のスラスト荷重測定装置の開発と実機への適応」 NDI 資料番号 4663
- (31) 青野, 近田, 中洲, 萩原, 「航空機用ガスタービンの軸受推力荷重測定 (第 2 報)」 NDI 資料番号 4757
- (32) K. Jimboh, H. Aono, Thrust Load Measurement on Aero-Engine Bearing, ASME 84-GT-10, (1984)

# 中容量ガスタービンを用いた 高効率コンバインドプラントシステム

須惠 元彦<sup>\*1</sup>

SUE Motohiko

長友 隆<sup>\*2</sup>

NAGATOMO Takashi

キーワード：Combined power plant, Bottoming system, Middle scale power plant, HRSG, Exergy loss

## 1. まえがき

ガスタービンやボイラ・蒸気タービンのような熱機関を用いた発電システムは、まず燃料を燃焼させることにより、その化学エネルギーを熱エネルギーに変える。つぎに、発生した燃焼ガスや蒸気によってタービンを駆動して機械エネルギーに変え、最後に、発電機から電気エネルギーを取り出すものである。

このように燃料がもつエネルギーは、形を変えながら有効エネルギーとして取り出される。一方、タービンやボイラからの排出される熱は大気や水に放出され、やがて環境温度と同じ熱となり雲散霧消する。熱エネルギーは、温度が下がるほどその価値が低くなり、環境と同じ温度となれば、もはや何ら役に立たなくなる。

熱力学第二法則によれば、自然のままでは、熱は高温側から低温側へと一方向に不可逆的に流れ、決してその逆は生じない。このとき、エントロピーが生成され、そのエントロピーと環境の絶対温度との積に相当する分だけ有効仕事が減少する（グイ・ストドラの定理）<sup>(1)</sup>。

熱機関を用いた発電プラントの代表は、燃料焚ボイラ、蒸気タービンを主機とするシステム（以降、汽力発電プラントシステム）とガスタービン、排熱回収ボイラ（以降、HRSG：Heat Recovery Steam Generator）および蒸気タービンを主機とするコンバインドサイクル発電プラント（以降、CCPP：Combined Cycle Power Plant）システムである。汽力発電プラントシステムでは、ボイラ内の燃焼ガスと作動流体である蒸気との間の温度差が大きく、このため大きなエントロピーが生成する。一方、CCPPシステムでは、ガスタービンで仕事を取り出した後の排ガスにより蒸気が発生するために、HRSG内での加熱流体と被加熱流体との温度差が小さくなり、エントロピーの生成は少なくなる。これが、汽力発電プラントシステムよりCCPPシステムの効率の方が高くなる理由である。

従来、建設単価を下げるために、集中設置大規模発電プラント形態がとられてきたが、電力自由化の促進に伴い分散型電源システムが脚光を浴びるようになってきた。このような状況の中で川崎重工業<sup>(株)</sup>は、中容量高効率ガスタービン L20A を開発し、このガスタービンを用いて分散型発電プラントに適した中容量高効率 CCPP の標準システムを構築し、市場ニーズに対応することとなった。

## 2. コンバインドシステムの基本

### 2.1 コンバインドシステムの効率

CCPP システムは、図 1 に示すようにトッピングシステム（図中、破線  $S_T$  で囲った系）とボトムングシステム（図中、一点鎖線  $S_B$  で囲った系）から成り立つ。破線  $S_T$  で囲まれた系の熱バランスを考えると次式のようになる。

$$Q_a + Q_f + Q_{fh} = P_{GT} + \Delta L_g + Q_{gex} + \Delta L_m + \Delta L_r \quad (1)$$

ただし、記号は図 1 に示した各点のそれに対応している。

ここで、温度  $t: 15^\circ\text{C}$  を基準にとり、このときの空気の比エンタルピーを 0 とすれば、吸込空気保有熱量  $Q_a$ ：0 となる。また、燃料燃焼熱量  $Q_f$  に対して燃料の顕熱量  $Q_{fh}$  は小さいのでこれを無視する。発電機効率  $\eta_g$  および機械効率  $\eta_m$ ：100% と仮定すれば、 $\Delta L_g$ 、 $\Delta L_m$ ：0 となり、さらに、システムからの放熱量  $\Delta L_r$ ：0 と仮定すれば、式(1)は次式のようになる。

$$Q_{gex} = Q_f - P_{GT} \quad (2)$$

いま、ガスタービン効率  $\eta_{GT} = P_{GT}/Q_f$  と定義し、燃料燃焼熱量を単位熱量とおくと、排出熱量は  $1 - \eta_{GT}$  となる。

### 2.2 ボトムングシステム

表 1 は、川崎重工業<sup>(株)</sup>が、このたび開発したカワサキ L20A ガスタービンの性能要目表である。都市ガス 13 A を燃料とすると、ガスタービン排ガス熱量  $Q_{gex}$  は約 33,500 kW [= 52,000 × (1 - 0.34)] である。

原稿受付 2001 年 8 月 28 日

\* 1 須惠技術士事務所

〒663-8167 西宮市甲子園浜田町 5-15

\* 2 川崎重工業<sup>(株)</sup>ガスタービン・機械カンパニー

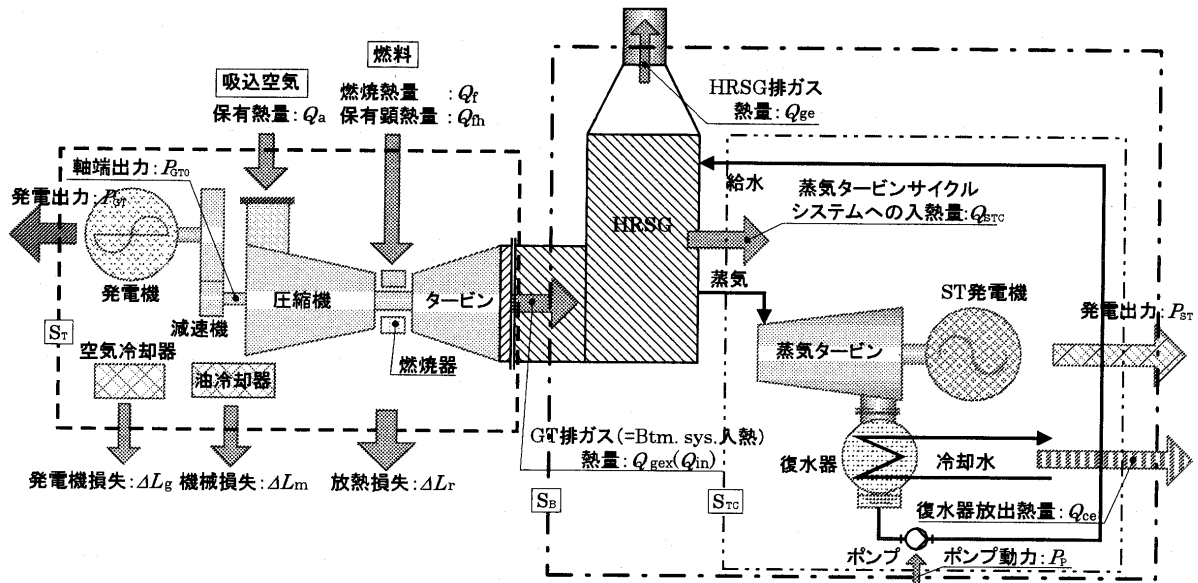


図1 コンバインドシステムフロー

表1 L20A 性能緒元表

|        |        |     |
|--------|--------|-----|
| 大気圧力   | 0.1013 | MPa |
| 負荷率    | 100    | %   |
| 減速機端出力 | 17.8   | MW  |
| 燃料流量   | 52.0   | MW  |
| GT効率   | 34.2   | %   |
| 排ガス温度  | 548    | ℃   |
| 排気流量   | 207    | t/h |

備考

- ・ 吸気圧損: 0.98 kPa(100mmAq)
- ・ 排気圧損: 3.43 kPa(350 mmAq)
- ・ 燃料: 都市ガス13A(LHV:41,550kJ/m<sup>3</sup>N)

このボトムリングシステム（図1の一点鎖線  $S_B$  で囲まれた系）への熱量  $Q_{gex}$  をどれだけ有効なエネルギーに変換するかによってCCPPシステムの効率  $\eta_{CC}$  が決まる。以降、ガスタービン排ガスはボトムリングシステムへの入力という視点から、それらの添え字（熱量、流量、温度等）を  $gex$  ではなく  $gi$  と表示する。

ボトムリングシステムの熱効率  $\eta_{BS}$  は次式のように表わされる。

$$\eta_{BS} = \eta_{HR} \cdot \eta_{STC} \quad (3)$$

ここに、

$\eta_{HR}$  : HRSG 熱回収率

$\eta_{STC}$  : 蒸気タービンサイクル効率

HRSG 熱回収率をボイラ効率と見なすと、ボトムリングシステムの効率は、汽力発電プラントシステム効率と同様に、ボイラ効率と蒸気タービンサイクル効率の積となる。汽力発電プラントシステムの効率は、蒸気タービン入口蒸気圧力、温度を高くするほど、向上することはよく知られている。一方、CCPPシステムは加熱流体（ガスタービン排ガス）と被加熱流体（蒸気）との温度差が

小さく、このために、蒸気タービンサイクル効率を高くしても、必ずしもボトムリングシステムの効率が高くなるとは限らない。次に、L20A ガスタービンを例にとり具体的に説明する。

### 3. ボトムリングシステム効率

#### 3.1 HRSG 熱回収率

図2は、蒸発器を一つもつ単圧式HRSGの熱交換状態の概念を表わしたものである。ピンチポイント温度差  $\Delta t_p$ （図中、 $g_3 - s_3$  の温度差）は蒸発器出口ガス温度と入口飽和水温度との差となる。このため、蒸発圧力が高くなると蒸発器出口ガス温度  $t_{g3} (= t_{se} + \Delta t_p)$  が高くなり、単圧式HRSGではHRSG出口ガス温度  $t_{ge}$ （図中、点  $g_4$  の温度）も高くなる。

いま、HRSG 熱回収率  $\eta_{HR}$  を次式のように定義する。

$$\eta_{HR} = Q_{STC} / Q_{gi} = (h_{gi} - h_{ge}) / h_{gi} \quad (4)$$

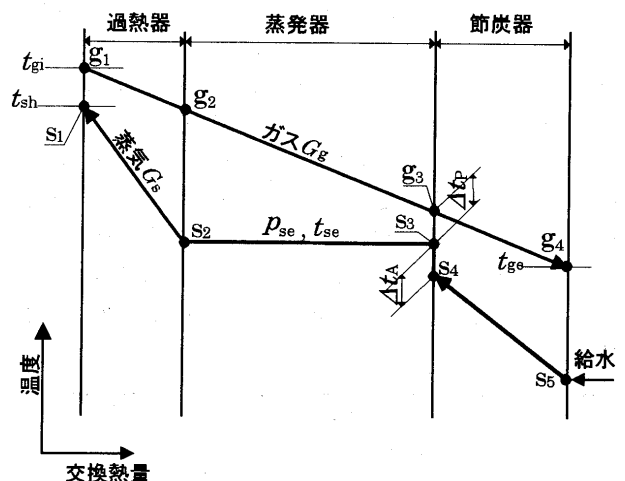


図2 単圧式HRSGの熱交換状態

ここに、

$h_{gi}$ ,  $h_{ge}$ : それぞれ, HRSG 入口, 出口におけるガスの比エンタルピー [kJ/kg]

すなわち, 単圧式 HRSG では蒸気タービンサイクル効率を上げるために蒸発圧力  $p_{se}$  を高くすれば, HRSG 排ガス温度  $t_{ge}$  が高くなり HRSG 熱回収率  $\eta_{HR}$  は低下する。つまり, HRSG の第一種損失<sup>(2)</sup>  $Q_{ge}$  は  $p_{se}$  の上昇とともに増加する。この第一種損失 (排ガス損失) を減らすために採用されるのが, 図 3 のような高圧蒸発器, 低圧蒸発器をもつ複圧式 HRSG である。

図 4 は, 表 1 に示すガスタービンの排ガスを回収する HRSG の熱回収率と出口排ガス温度の変化を示したものである。横軸は蒸気タービン入口における蒸気圧力  $p_t$  をとり, パラメータは蒸気温度  $t_t$  をとったものである。

なお, 計算条件は表 2 に示すとおりである。 $p_t$ : 1.5 ~ 8 MPa の範囲において, 単圧 HRSG では  $\eta_{HR}$  は約 80% から 71% に低下するのに対し, 複圧式 HRSG の  $\eta_{HR}$  低下は約 85% から 82% である。このように, 複圧式 HRSG を採用することにより, 熱回収率が大きくなるのみならず, その低下割合も大幅に小さくなる。

### 3.2 ボトミングシステム効率

図 5 は, ガスタービン排ガス (図中, ①-②-③) の熱により発生した蒸気を作動流体とする蒸気タービンサイクルを  $T$ - $S$  線図上に表わしたものである。なお, 横軸はガスタービン排ガスの比エンタルピー  $s_g$  にその

流量  $G_g$  を乗じてエンタルピー  $S_g$  とした値, 発生蒸気の比エンタルピー  $s_s$  と流量  $G_s$  との積  $S_s$  として表わしたものである。また, エンタルピーの生成を明らかにするために HRSG 出口におけるガスのエンタルピー  $S_{ge}$  と入口における給水のエンタルピー  $S_{wf}$  の値を等しくおいている。

図 5 において②-③-O-B-②で囲まれた面積に相当する熱量が環境温度  $t_a$ : 33.3°C としたときの HRSG の排出熱量  $Q_{ge}$  (HRSG の第一種損失) であり, D-E-A-C-D で囲まれた面積に相当する熱量が HRSG 内における伝熱による第二種損失<sup>(2)</sup> (エクセルギー損失)  $\Delta E_r$  である。また e-D-C-F-e で囲まれた面積に相当する熱量が蒸気タービン内部効率  $\eta_{ST} < 100\%$  であるために生じたエクセルギー損失である。

いま, 蒸気タービン発電出力  $P_{ST}$  に比べてポンプ動力  $P_p$  が小さいので, これを無視し, 蒸気タービンサイクル効率  $\eta_{STC}$  を次式のように定義する。

$$\eta_{STC} = P_{ST} / Q_{STC} \quad (5)$$

ここに、

$P_{ST}$ : 蒸気タービン発電出力 [kW]

$Q_{STC}$ : 蒸気タービンサイクルシステム入熱量 [kW]

伝熱による第二種損失の割合  $\epsilon_r (= \Delta E_r / Q_{STC})$  と蒸気タービン入口圧力  $p_t$  との関係を表したものが図 6 である。 $p_t$  が高くなるにつれてエクセルギー損失割合  $\epsilon_r$  は

表 2 HRSG 計算条件

|               |     |     |
|---------------|-----|-----|
| 過熱器蒸気圧損       | 0.2 | MPa |
| 節炭器給水圧損       | 0.2 | MPa |
| ピンチポイント温度差    | 15  | °C  |
| アプローチポイント温度差  | 5   | °C  |
| 放熱損失          | 1   | %   |
| 蒸気タービンまでの圧力損失 | 3   | %   |
| 蒸気タービンまでの温度降下 | 3   | °C  |

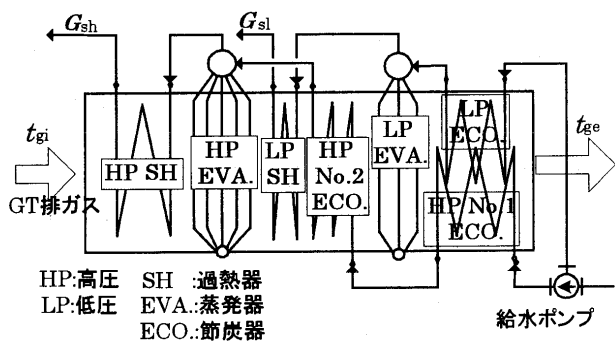


図 3 複圧式 HRSG の例

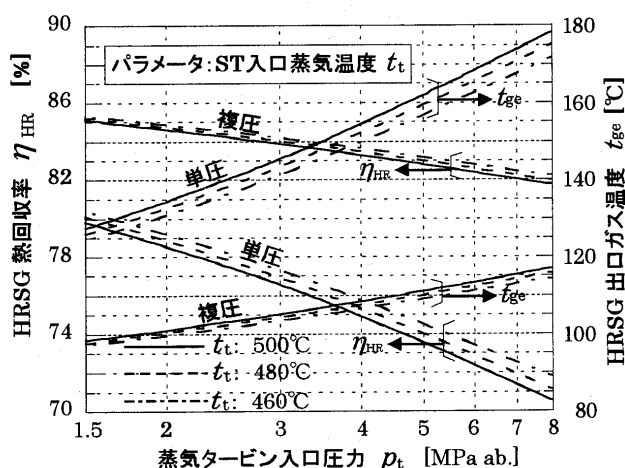


図 4 HRSG 熱回収率・出口ガス温度

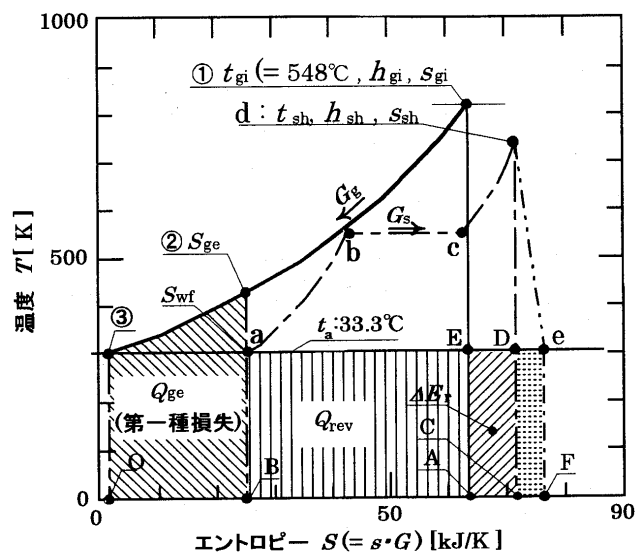


図 5 蒸気タービンサイクルの  $T$ - $S$  線図

小さくなり、 $\eta_{STC}$  が向上することが分かる。

複圧式 HRSG にすることにより、図 6 に示すように HRSG でのエクセルギー損失割合は減少する一方、図 4 に示したように HRSG 出口ガス温度は低くなる。すなわち蒸気タービンサイクル入熱量  $Q_{STC}$  が増加する。これに伴い図 5 の E-a-B-A-E で表わされる損失  $Q_{rev}$  が大きくなり、この結果、複圧式 HRSG による蒸気タービンサイクル効率は、単圧式 HRSG システムより、若干、低くなる傾向となる。

### 3.3 コンバインドシステムの効率

図 7 は式(3)で定義したボトムギングシステムの効率  $\eta_{BS}$  ( $=P_{ST}/Q_f$ ) と蒸気タービン入口圧力  $p_t$  との関係を表わしたものである。単圧式 HRSG システムの場合、 $p_t > 4$  MPa において  $\eta_{BS}$  は、ほぼ一定となり、 $p_t > 5$  MPa となると、むしろ  $\eta_{BS}$  は低下しはじめる。一方、複圧式 HRSG システムでは、 $p_t$  が高くなるほど  $\eta_{BS}$  は大きくなる。

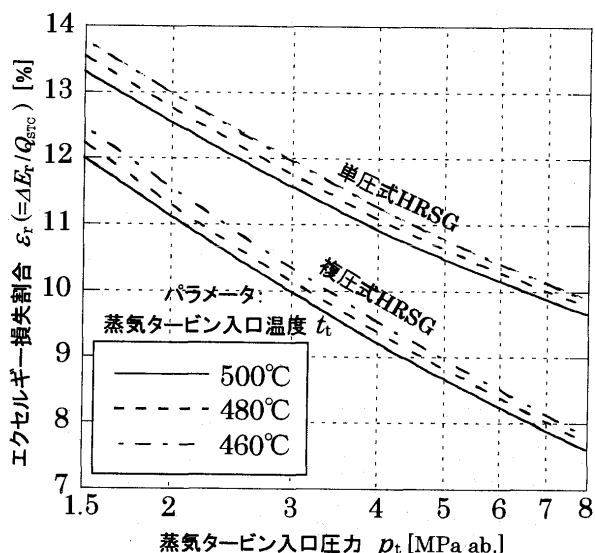


図 6 HRSG エクセルギー損失割合

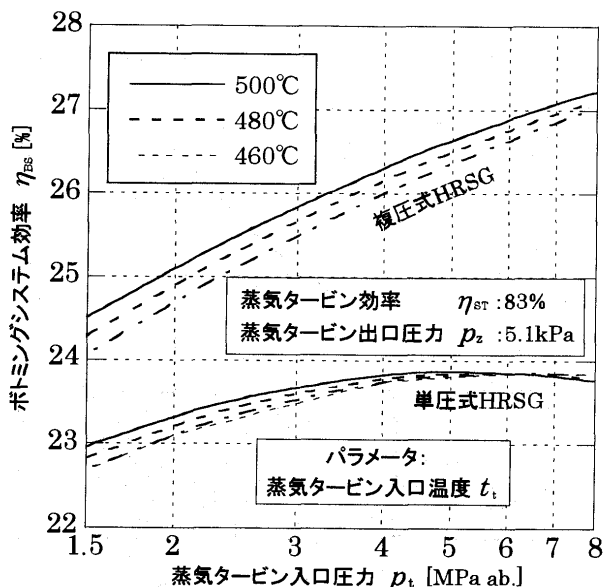


図 7 ボトムギングシステム効率

る。例えば、 $t_t: 480^\circ\text{C}$  の場合、 $p_t: 6$  MPa とすれば、単圧式 HRSG システムの最高効率である  $\eta_{BS}: 23.8\%$  に対し、 $\eta_{BS}: 26.9\%$  と大幅に効率は向上する。このように複圧 HRSG と低圧蒸気をタービン途中段に混気する混圧タービンを採用すれば、高効率 CCPP システムを構築することができる。

### 4. コンバインドシステム効率

項 3 の検討は蒸気タービン効率  $\eta_{ST}$  を一定としたものである。蒸気タービンのような回転機械の内部損失は、翼型や翼表面粗度等に起因する二次元損失と翼列内の二次流れや境界層厚さに因る三次元損失に分けられる。三次元損失は、とくに高压部の翼高  $l_b$  が低くなるにつれて大きくなる。また、タービン回転速度  $N$  と翼高  $l_b$  とは反比例の関係にあるので、 $\eta_{ST}$  は次のように、入口圧力  $p_t$ 、通過流量  $G_s$ 、回転速度  $N$  の関数として表わされる<sup>(3)</sup>。

$$\eta_{ST} = f(p_t, G_s, N) \quad (6)$$

いま、回転速度および通過蒸気量  $G_s$  を一定とすれば、 $\eta_{ST}$  は  $p_t$  に対して、ほぼ、直線的に低下する<sup>(4)</sup>。したがって、蒸気圧力による  $\eta_{ST}$  の変化を考えると、ボトムギング効率が最高となる  $p_t$  は図 7 に示した値より低い圧力となる。

ここで、CCPP システムの発電効率  $\eta_{CC}$  を次式のように定義する。

$$\eta_{CC} = (P_{GT} + P_{ST}) / Q_f \quad (7)$$

ここに、

$P_{GT}$ ,  $P_{ST}$ : それぞれ、ガスタービンおよび蒸気タービン発電出力 [kW]

$Q_f$ : ガスタービン投入燃料の燃焼熱量 [kW]

図 8 は、式(7)で定義した発電効率  $\eta_{CC}$  および CCPP 発

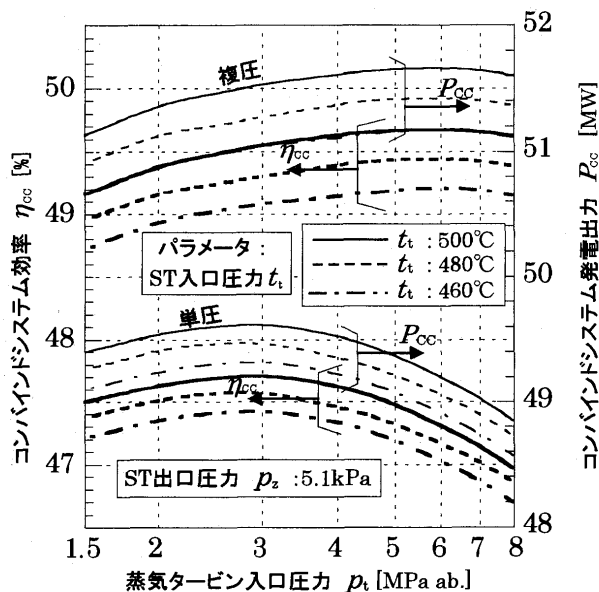


図 8 コンバインドプラントシステム効率

電出力  $P_{CC}(=P_{GT}+P_{ST})$  と蒸気タービン入口圧力  $p_t$  の関係を示したものである。太線は、 $\eta_{cc}$ 、細線は  $P_{CC}$  であり、パラメータは蒸気タービン入口温度  $t_i$  である。なお、蒸気タービン通過流量は、L20A 排ガスを回収する HRSG 2 基から発生する蒸気量であり、蒸気タービン出口圧力  $p_z: 5.1 \text{ kPa}$  とした場合である。その他の条件は表 2 に示すとおりである。 $p_t$  に対する蒸気タービン効率  $\eta_{ST}$  の変化を考慮した結果、最高効率となる圧力  $p_t$  は、図 7 に示した値より低くなり、単圧システムの場合、 $p_t$ : 約 3 MPa、複圧システムの場合、 $p_t$ : 約 6 MPa となる。いま、単圧システムの場合、 $p_t: 3 \text{ MPa}$ 、 $t_i: 480^\circ\text{C}$  とすると  $\eta_{cc}: 47.5\%$ 、 $P_{CC}: 49.5 \text{ MW}$ 、複圧システムの場合、 $p_t: 6 \text{ MPa}$ 、 $t_i: 480^\circ\text{C}$  とすると  $\eta_{cc}: 49.5\%$ 、 $P_{CC}: 51.4 \text{ MW}$  となることがわかる。

## 5. L20A コンバインド発電プラントシステム

L20A ガスタービンを用いて、2GT+1ST および 1

表 3 CCPP 性能緒元表

| ケース    |     | ①       | ②    | ③       | ④     |
|--------|-----|---------|------|---------|-------|
| システム形式 |     | 1GT+1ST |      | 2GT+1ST |       |
| 冷却水    |     | 海水      | 循環水  | 海水      | 循環水   |
| 冷却水温度  | ℃   | 22      | 22.6 | 22      | 22.6  |
| ST出口圧力 | kPa | 5.1     | 6.7  | 5.1     | 6.7   |
| GT発電出力 | MW  | 17.4    | 17.4 | 34.8    | 34.8  |
| ST発電出力 | MW  | 8.0     | 7.8  | 16.6    | 16.3  |
| 発電出力計  | MW  | 25.35   | 25.2 | 51.4    | 51.1  |
| 燃料熱量   | MW  | 52.0    | 52.0 | 104.0   | 104.0 |
| 発電効率   | %   | 48.8    | 48.6 | 49.4    | 49.1  |

GT+1 ST のCCPP（ここにGT：ガスタービン，ST：蒸気タービン，係数：タービン基数）に対して，それぞれ，復水器冷却水を海水，冷却塔循環水とした計4ケースの標準システムを構築した。各システムの性能諸元を表3に示す。

表3のシステムのケース①(2GT+1ST, 海水)を例にとり, システムの特徴を説明する。図9は当システムのヒートバランスである。

復水器で復水となった水は、温度  $t: 36^{\circ}\text{C}$  の状態で復水ポンプにより HRSG 内の低圧給水加熱器に送られる。加熱器によって加熱された水は、給水ポンプに入り、途中段から抽出された水は低圧蒸発器用節炭器を経て低圧蒸発器、低圧過熱器によって過熱蒸気となり蒸気タービン途中段に混気される。一方、給水ポンプによって高圧となった水は高圧第 1 節炭器、高圧第 2 節炭器を経て高圧蒸発器に入り、最後に過熱器に入って高温となった蒸気は、蒸気タービンに送られる。

蒸気タービン入口の蒸気圧力  $p_1$  は、項3に示した最適圧力を考慮し、さらに第2種ボイラタービン主任技術者資格制限から  $p_1: 5.9 \text{ MPaG}$  とした。蒸気温度  $t_1$  は、HRSG、蒸気タービンの材質を考慮して  $t_1: 470^\circ\text{C}$  に選んだ。なお、大気温度が変化した場合においても過熱器出口蒸気温度が一定となるように過熱器中間注水装置を設けている。

なお、HRSGは設置面積が大きくならないようにガスが下から上に流れるたて型自然循環ボイラを標準としている。また、蒸気タービンは、タービン架台を低くするために、軸流排気型として復水器をその後ろに設置する、いわゆる平面配置型を採用している。

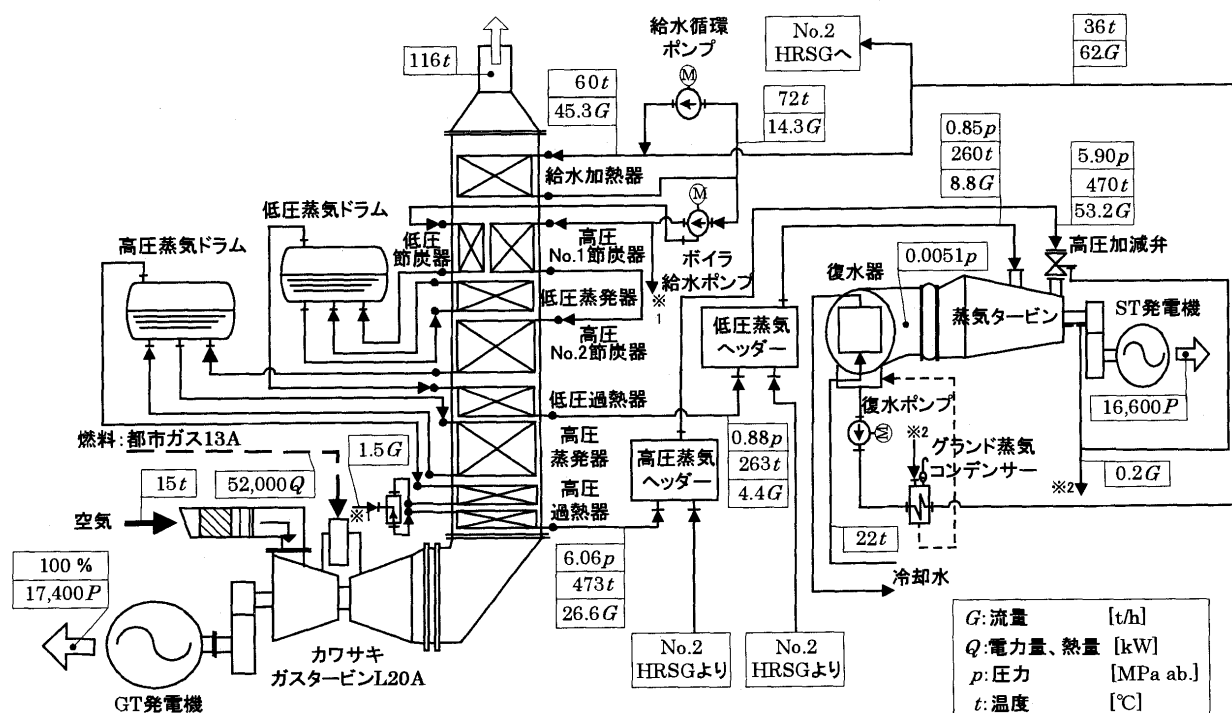


図9 L20A コンバインドシステムヒートバランスの例

復水器で復水となった水を、そのまま給水加熱器に供給すれば入口給水温度は 40℃ 以下となり、給水加熱器伝熱管外壁に水滴が生じる。このような現象を防ぐために、加熱器出口の給水を入口に戻して加熱器入口給水温度が 60℃ 以下とならないようにしている。図に表わされていないが、HRSG 起動時、蒸気タービン停止時等、タービンをバイパスして復水器に蒸気を逃がすバイパス系統が設けられている。

## 6. あとがき

燃料電池発電・風力発電等、発電設備が多様化していく中で、熱機関は主流であり、今後、50 年間ほどは、ガスタービンはその中で主役であり続けるであろう。中小容量ガスタービンは、従来、非常用発電や 1 MPa 程度の飽和蒸気を供給するコージェネレーションシステムに多く用いられてきた。このため、ガスタービンが主機であり、HRSG は補助的な立場におかれ、各機器のバランスは、それほど問題視されず、このようなシステムでは、それでも不都合は生じなかった。しかし分散型発電

設備として使用する CCPP では、ガスタービン、HRSG、蒸気タービンは、いずれもシステムを構成する主機である。川崎重工業(株)グループは、このような主機を全て製作する我国における数少ないメーカーの一つである。本システムを検討するに際し、各主機を担当するエンジニアと数回にわたり打合せを行い、その性能のみならず、製造コストに関しても検討を加えた。最後に、本システム構築するに際し、技術研究所 熱・燃焼グループの方々、とくに田中一雄係員には、数多くのヒートバランス計算をして頂いた。ここに改めて感謝の意を表わします。

## 参考文献

- (1) 押田勇雄, エクセルギー講義, (1986), 共立出版
- (2) 石谷清幹, 熱管理士教本 (エクセルギーによるエネルギーの評価と管理), (1977), 共立出版
- (3) 武田康生, 蒸気タービンにおける相似理論とその応用, 博士論文 (1958)
- (4) 須恵元彦, スーパーごみ発電システムの性能評価に関する研究, 博士論文 (2001)

## 流体騒音(1) (ターボ機械騒音)

小林 紘<sup>\*1</sup>

KOBAYASHI Hiroshi

キーワード：流体騒音，ターボ機械騒音，航空エンジン騒音，騒音測定・解析・評価方法

### 1. まえがき

人間が取り扱うエネルギーの増加に伴って必然的に発生する不必要な音も大きくなり，不快な音色や衝撃性のある音並びに注意の集中や作業を妨害する音など，聞く人に好ましくない感じを与える音は表1に示すように増え続けている。

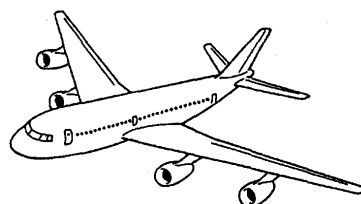
国内・外旅行の主要な交通手段となっている航空機においても騒音低減は重要な問題である。発着便数の増加や夜間の離着陸によって空港周辺の騒音レベルが増加するに伴って，周辺住民の航空機騒音への低減要求は増々烈しくなっている。そのため，高速と大量輸送をもたらす高亜音速ジェット旅客機（図1(a)），日本と欧米間の飛行時間の大幅な短縮が期待される次世代超音速旅客機（図1(c)），並びに高い推進効率で燃料節約の期待される高速ターボプロップファン機（図1(b)）において，それらの騒音環境適合性を向上させて空港周辺騒音被害を小さくすることは重要な課題の一つとなっている<sup>(1)-(5)</sup>。

航空機のジェットエンジン内部では高速気流中をファン・圧縮機・タービン等のローターが高速で回転（ターボ機械騒音）しており，また，エンジンノズルから高速の排気ジェットが大気中に放出（ジェット騒音）される。そのため，航空用エンジンでは流れと物体との相互作用や流れ自身から発生する流体騒音が主要な騒音源であり，衝撃振動騒音やしゅう動摩擦騒音などの機械力学的騒音と比べて遥かに高い騒音レベルを有している。ファン・送風機や発電・自動車用のガスタービンも航空エンジンと同一の騒音特性を有している。しかし，航空用ジェットエンジンでは騒音低減による重量増加，寸法拡大および性能・経済性の低下に対して厳しい制限が伴っている。

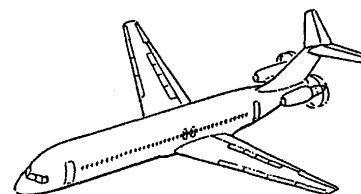
講義では，筆者が長年に渡り研究，経験してきた航空エンジンに関する流体騒音を主体とし，これを(1)ターボ機械騒音と(2)ジェット騒音に分けて，出来るだけ実用的な情報を提供する。音響工学の基礎的な面については他の参考書（例えば，参考文献(6)(7)）を参照されたい。

表1 騒音例

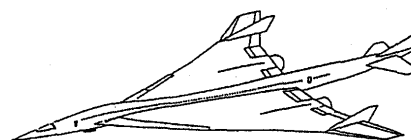
| (音源)                    | 騒音レベル<br>dB (A) | (場所)        |
|-------------------------|-----------------|-------------|
| ニューマチック<br>(ハンマー、チョッパー) | 130             |             |
|                         | 120             | 飛行機離着陸直下    |
|                         | 110             |             |
| 製 鋳<br>鍛 造 機            | 100             | ガード下        |
| コンプレッサ                  | 90              |             |
| 鋸 盤                     | 80              | 地下鉄電車内、バス車内 |
| グラインダ                   | 70              | 騒々しい街頭      |
| ボール盤                    | 60              | 静かな街頭       |
| 塗 装 機                   | 50              | 均的な事務所内     |
| 普通の会話                   | 40              | 静かな住宅地の昼    |
|                         | 30              | 静かな住宅地の夜    |



(a) 高亜音速ターボファン旅客機



(b) 高速ターボプロップ機



(c) 次世代超音速旅客機

図1 航空機の種類

原稿受付 2001年10月1日

\*1 航空宇宙技術研究所 航空推進研究センター  
次世代エンジン性能グループ  
〒182-0012 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

本稿では流体騒音のターボ機械騒音を取り上げ、始めに①騒音と評価に触れ、続いて②ターボ機械騒音の発生メカニズムと種類、③ファン騒音とタービン騒音、④ターボ機械等の騒音試験設備および計測・解析・評価方法、⑤今までに研究開発されたターボ機械騒音の低減技術、について講義する。最近研究開発されているターボ機械騒音のアクティブ・ノイズ・コントロール技術(アクティブ・ノイズ相殺制御技術とアクティブ吸音パネル制御技術)は次回の講義で取り上げる。

## 2. 騒音と評価量

音の属性を表す音の三要素として、音の周波数に影響される音の高低、音の振幅の大きさによる音の強弱、および音の波形に依存する音色があり、人はそれら三要素によって音を聞き分けている。

音の評価量は音の振幅の大きさを用いて物理的に表示される。音響出力(パワー)は基準値  $W_0$  との比の常用対数を10倍した値を使い、一方、音圧の2乗が音響出力に比例する音の大きさは基準値  $P_0$  との比の常用対数を20倍した値を使い、その単位はデシベル(dB)である。音圧の基準値  $P_0$  としては、1 kHzの純音を耳のよい若い人が聞くことが出来る最小可聴値に極めて近い音圧  $P_0(2 \times 10^{-5} \text{Pa})$  が用いられている。人の聴覚は最小可聴値より50 dB高い音圧レベルから1 dBの音圧変化を感知することが出来ることから、人の音の大小感覚はデシベル評価量に近いと考えられる。

大きい音、不快な音色や衝撃性のある音、音楽や音声の聴取を妨げる音、注意の集中や作業を妨害する音などの騒音の評価には、人の聴覚補正や心理的な影響を表す音の大きさ(ラウドネス)、やかましさ(ノイジネス)、うるささ(アノイアンス)を考慮した評価量が用いられている。人の聴覚は音の周波数に依存し、低い周波数の音に対して感覚が鈍く、高い周波数域(3~4 kHz)の音に対して鋭い特性を持っている。騒音の大きさは、測定された各周波数の音圧レベルに対して聴感特性を近似した周波数補正曲線(A特性)を用いて補正したA特性補正騒音レベル  $L_A$  [単位はdB(A)]で表示され、広く国際的に使用されている。

航空機騒音評価に使用されている騒音評価単位とそれらの相互関係を図2に示す。一般の航空機騒音評価には、

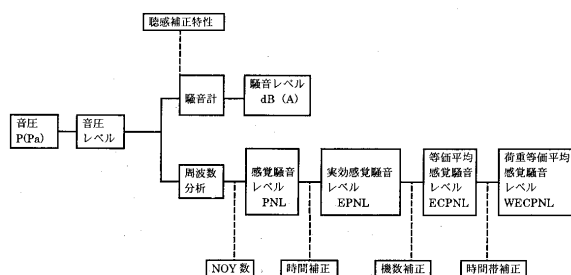


図2 航空機騒音評価量

音の大きさ(ラウドネス)を基本とした騒音評価量であるA特性補正騒音レベルdB(A)が使用されている。しかし、プロペラ機の騒音に比べて高周波数成分音が多いジェット機の騒音は、騒音レベルdB(A)値が小さくても感覚的には逆にやかましく感じられる。このため、音のやかましさ(ノイジネス)の概念に基づくNoy周波数補正曲線で補正された感覚騒音レベルPNL(単位PNdB, PNL: Perceived Noise Level)が導入された。近似値PNLapprox.とdB(A)と間に次式  $PNL_{approx.} = dB(A) + K$  の関係があり、通常、K値は13である。

航空機の騒音が継続する時間ならびに騒音に含まれる純音成分は人に音のうるささ(アノイアンス)を感じさせるため、この補正を感覚騒音レベルにほどこしたのが実効感覚騒音レベルEPNL(単位EPNdB, EPNL: Effective Perceived Noise Level)である。これらPNLとEPNLの騒音レベルは航空機の騒音証明と航空機騒音の監視のための騒音評価量として使用されている。音のうるささの原因となる飛行機の発着機数の補正を実効感覚騒音レベルにほどこしたものが等価平均感覚騒音レベルECPNL(単位ECPNdB, ECPNL: Equivalent Continuous Perceived Noise Level)であり、この騒音レベルに飛行機の発着する時間帯の影響補正を考慮したのが荷重等価平均感覚騒音レベルWECPNL(単位WECPNdB, WECPNL: Weighted ECPNL)である。これらの騒音評価量は空港騒音の評価と空港周辺の土地利用に関する指標として使用されている<sup>(4)</sup>。

## 3. ターボ機械騒音の発生メカニズムと種類

### 3.1 流体騒音の発生メカニズム

流体騒音の発生メカニズムは次の3つに分類される。(a) 流体の湧き出しによって発生する音で、放射音響パワーは流速の4乗に比例するもの(プロペラ、ファンや圧縮機によって発生する回転騒音の一つの発生メカニズム)、(b) 物体表面の流れの圧力変動によって発生する音で放射音響パワーは流速の6乗に比例するもの(プロペラ・ファン・タービン等のターボ機械騒音や機体・翼・フラップ等の境界層騒音)、(c) 流体の内部応力に起因する流れの乱れによって発生する音で、放射音響パワーは流速の8乗に比例するもの(ジェット騒音)である。ターボ機械騒音は主にメカニズム(b)により発生している。

### 3.2 ターボ機械騒音の種類

ターボ機械から放射される騒音はその周波数スペクトルから、回転騒音(翼通過周波数音とその高調波音)と白色騒音(広帯域周波数騒音)、並びに動翼への相対流入速度が超音速を超えた時に発生するバズソー騒音に分けることが出来る。

#### (A) 回転騒音(翼通過周波数騒音, BPF音)

ターボ機械の回転騒音は、動翼の回転に起因し、動翼枚数Brと動翼の毎秒回転数Nとの積  $Br \cdot N$  の基本周波数とその高周波成分  $nBr \cdot N$  を含んでいる。この回転

騒音は、動翼に作用する定常揚力や厚みのある翼が回転することによって起因する動翼単独のプロペラ騒音並びに、複雑な動翼内の流れ（例としてファン動翼内流れを図3に示す。）に伴い、インレットデストーションと動翼との干渉、動翼の後流や翼先端渦による不均一流れと下流静翼・ストラットとの干渉、および後置ストラットと動翼とのポテンシャル干渉等によって起因する干渉騒音（図4の上段）とに分類される。一般的に干渉による回転騒音が支配的である。

回転騒音は翼列通過やダクト伝播において遮断現象を起こす。動翼単独の場合は、動翼への相対流入マッハ数が1.0を超えない限りダクト伝播しない。しかし、干渉

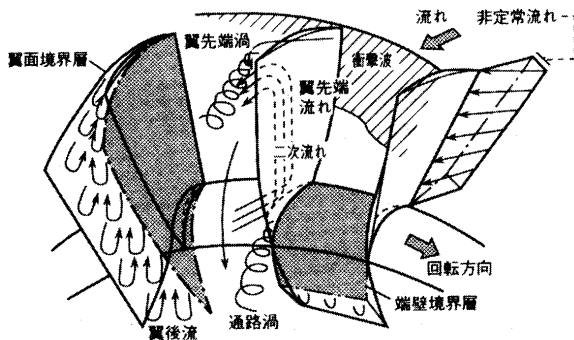
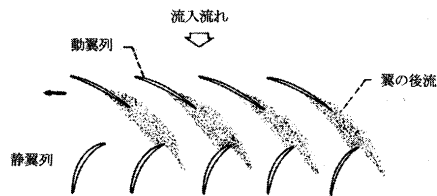
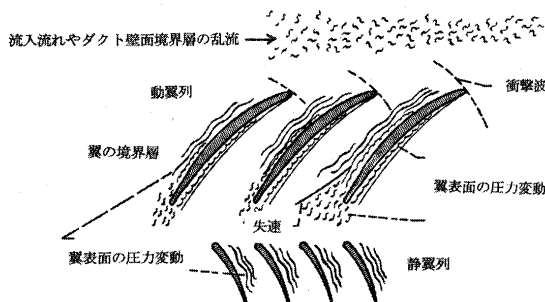


図3 ファン内部の流れ

回転干渉騒音（翼通過周波数音）発生メカニズム



白色騒音（広帯域周波数騒音）発生メカニズム



バズソー騒音（Multiple Pure Tone）発生メカニズム

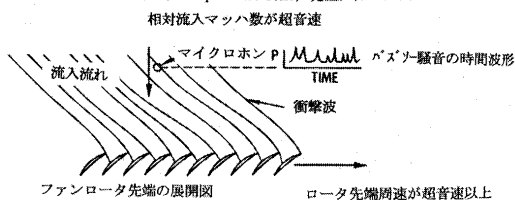


図4 ターボ機械の回転騒音、白色騒音およびバズソー騒音の発生メカニズム

による回転騒音の場合には、動翼の相対流入マッハ数が亜音速でも回転速度が超音速となる回転音響モードが発生してダクト内を伝播するため、亜音速時でも回転騒音が放射される。

#### (B) 白色騒音（広帯域周波数騒音）

白色騒音は、動翼または静翼に働くランダムな圧力変動、およびダクト境界層の圧力変動等によって発生する（図4の中段）。翼にランダムな変動力が誘起される原因は、①翼上流に存在する乱れ（上流翼の後流、ダクト壁での乱流境界層など）、②翼からの乱流渦放出、③翼表面上の剥離などである。

#### (C) バズソー騒音

バズソー騒音（Multi-Pure Tone とも言う）は動翼の相対流入速度が超音速になった時に翼面上に発生する衝撃波に起因して発生する（図4の下段）。翼の取り付け角や翼列ピッチの僅かなバラツキおよび翼形状の僅かな相違のために、動翼に発生する衝撃波の翼面位置およびその強さは各翼で異なり、動翼列上に不規則な圧力波面が発生する。この不規則で強い圧力波面は上流に非線形伝播するために、動翼枚数と等しいロープ数から成る波形が崩れて、ファンの毎秒回転数  $N$  を基本周波数とした  $n \cdot N$  ( $n$  は整数) 周波数成分音から成るバズソー騒音となる。殆どの場合、 $10N \sim 15N$  の周波数音が高いレベルを有する（図6参照）。

## 4. ファン騒音とタービン騒音

### 4.1 ファン騒音<sup>(8)</sup>

ダクト壁面音圧測定用の Flush-Mounted Microphone (FMM) とダクト半径方向音圧分布測定用の Multi-Probe-Tube Microphone Apparatus (MPMA) を設定して、高バイパス比ターボファンエンジン FJR 710 のファン騒音の発生および伝播状況を計測した例を図5に示す。FJR 710 エンジンのファン動静翼枚数比は 2.2 であり、動静翼干渉による 1 次 BPF 音はファン回転数

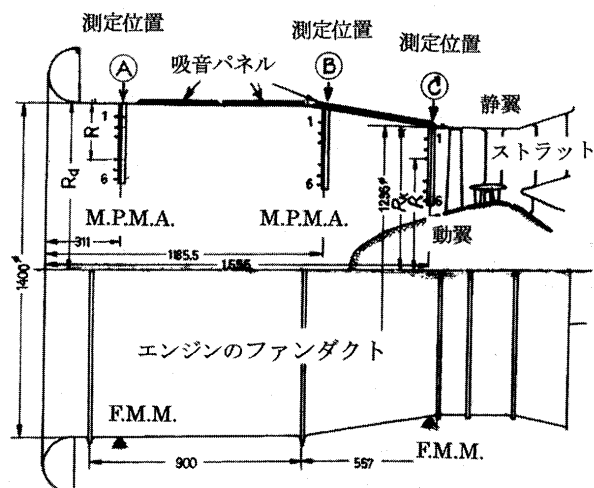


図5 FJR 710 ターボファンエンジンのファンダクト内の騒音計測

100% (5920 rpm) 以下で発生しない様に設計されている。ファン動翼単独による1次BPF音の発生はファン回転数5300 rpm以上である。2次BPF成分に関しては、動静翼干渉音は4500 rpmから、ファン単独によるものは5800 rpm以上で発生する。測定結果の一例として、ファン回転数4550, 5450, 5920 rpm時にファン直前、吸入ダクト口および排気ダクト口に設定されたFMMから得られた音圧スペクトルを図6に示す。ファンダクト内部の音圧レベルは141 dB(亜音速時)~163 dB(超音速時)と非常に高く、1~3次のBPF音とバズソー騒音のレベルは白色騒音より20 dB以上高いことを表している。

ファンが亜音速回転の場合(4550 rpm)は、1 BPF音とその高調波成分(図中の①~④)が主体で、白色騒音はそれより低い騒音レベルにある。一方、超音速の場合(5450および5920 rpm)は、BPF音と白色騒音に加えて、バズソー騒音(図中の⑤,)が発生してファン騒音のスペクトルが変化する。ファン動翼近傍(図6(b))ではファン回転数Nの整数倍のバズソー騒音が広い周波数域に存在しているが、非線形伝播のために吸入ダクト口(図6(a))では10N~15N次の狭い周波数域へと変

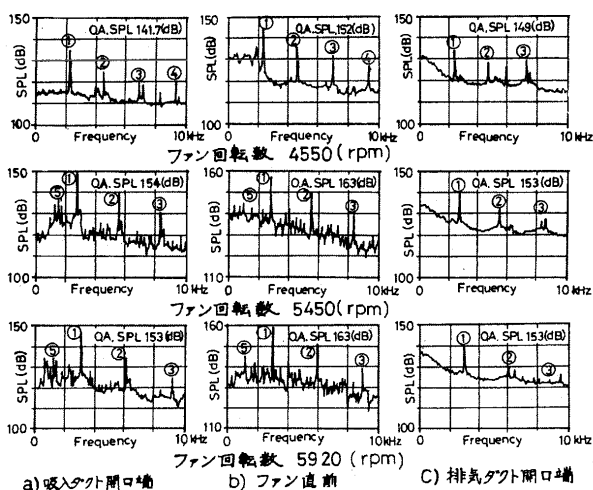


図6 エンジンダクト内のファン騒音スペクトル

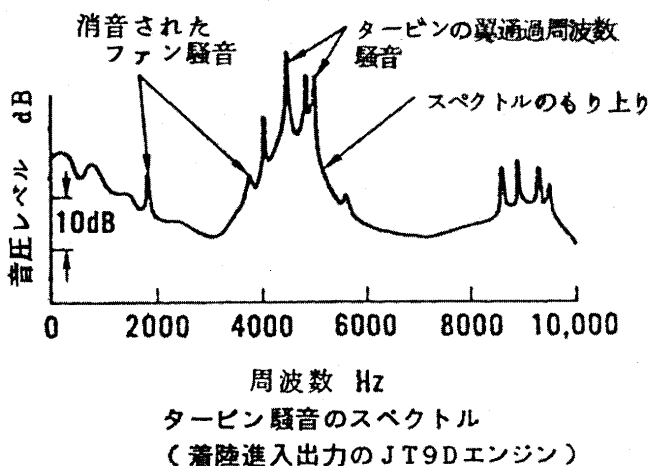


図7 タービン騒音スペクトル

化している。バズソー騒音はファン上流方向に伝播するが、下流方向には伝播しない(図6(c))参照)。

#### 4.2 タービン騒音<sup>(9)</sup>

図7は着陸進入状態であるJT9Dエンジン低出力時のタービン騒音スペクトルを示す。広帯域騒音スペクトルの盛り上がりの上にタービンのBPF音が顕著に現れている。タービン騒音はファン騒音と同様に回転騒音と白色騒音から構成されている。BPF音は、上流翼列の後流と動翼との干渉、および燃焼器から出る流れの周方向ディストーションや変動するエントロピー流れとタービン翼列との干渉によって発生する。白色騒音はファンと同じ発生機構に加えて、燃焼器で発生したエントロピー変動がタービンを通過するときに発生する低周波数騒音も含まれる。

### 5. ターボ機械の騒音試験設備および計測・解析・評価方法

ファン、タービン等のターボ機械、ジェットおよびエンジンの騒音試験設備の主なものは、無響室、無響風洞、屋外騒音試験設備である。

#### 5.1 無響室と無響風洞<sup>(10)(11)</sup>

無響室はファンやジェットノズル等の騒音試験やヘリコプターやプロペラの模型騒音試験に用いられ、ファン駆動装置やコアジェットとファンジェットの2重円環流れを模擬できるジェット発生装置等を備えている。

無響風洞は、風洞を構成するファンコーナーベン、吹き出し口、吸込みベルマウスや風洞壁面からの空力騒音を極力小さくして低騒音に設計された風洞であり、測定部は無響室と同様に吸音処理されている。この風洞は、飛行時におけるファン、ジェット及びエンジン騒音やヘリコプター/プロペラ騒音あるいは機体騒音等の外部流れの影響を含めた試験に使われる<sup>(10)</sup>。

無響室や無響風洞を用いたターボ機械の騒音試験は、設定された装置を動作させて、円周上に配列されたスタンドマイクロホンやブームマイクロホンあるいはダクト内騒音測定により、放射音響出力、発生音響モード解析<sup>(12)</sup>、音響スペクトル、ならびに放射音の指向特性を調べ、騒音発生メカニズムの解明、低騒音化手法の研究、騒音予測のデータベース収集等が行われている。

図8に騒音研究用風洞設備の代表的なものとして米国

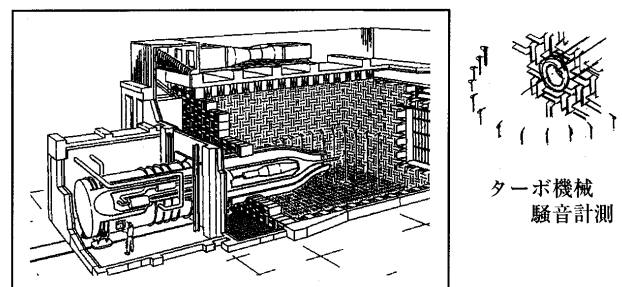


図8 米国 McDonnell Douglas 社の騒音試験設備

Mcdonnell Douglas 社の騒音試験設備を示す<sup>(11)</sup>。この無響試験設備は  $14 \times 17 \times 9$  (H) m で 100 Hz 以上の自由空間特性を有し、スケールジェットノズル、ターボファン模型、揚力発生システム等の試験が出来るような特殊な装置が組み込まれている。無響室外部からの騒音入射を最小にするため 4.9 m 角の排気消音器を装備するとともに、ジェットのエジェクター効果による高い 2 次流れや乱流を避けるために 7 個の直径 1.22 m の軸流ファンを装備して多孔壁から無響室に補給空気を供給している。これらの特殊装置は、ファンモデル、補助動力ユニット、揚力増大システム等のような大量の気流を伴う各種試験に対しても使用される。ジェットノズル試験用空気供給システムは、各 9.07 kg/s の 2 重円環気流を供給し、25.4 cm 直径ノズル模型で圧力比 4 以上、最高 1255 K の高温ジェット気流を模擬できる。ジェットのスラスト計測も可能であり、騒音計測は半径 7.62 m の円弧上のマイクを用いてなされている。

## 5.2 屋外騒音試験設備

屋外騒音試験は、ターボ機械やジェットエンジン等の地上静止運転を行って騒音計測をするもので、気候が安定し、静かで外に影響のない平らで広い敷地が必要であり、コンクリート地表面の屋外試験場が使用されることが多い。試験では Inflow Distortion の影響を避けるために、5.4 項で述べる ICD と呼ばれる整流装置をエンジンナセル入口に装備して騒音計測が行われる。

エンジン騒音試験では、エンジンの中心からエンジン直径の 30~50 倍を半径とする円周上に、エンジン軸前方を  $0^\circ$  として  $10^\circ$  間隔で配列されたマイクロホンを用いて計測され、各マイクロホンからの信号は狭帯域あるいは  $1/3$  オクターブ周波数分析される。この分析データを用いてエンジン音響出力、放射音指向特性や騒音スペクトル特性を求め、エンジン各要素から放射される騒音レベルの判別、エンジン低騒音化に必要な情報の収集、並びに航空機騒音予測に必要なデータベース資料等を得ている<sup>(5)(13)</sup>。また、エンジン各要素から放射される騒音を音源分離計測するために、音響ミラー法<sup>(14)</sup>やポーラーコリレーション法<sup>(15)(16)</sup>等のソースロケーション技術が用いられている<sup>(5)</sup>。

## 5.3 マイクロホン計測法<sup>(13)</sup>

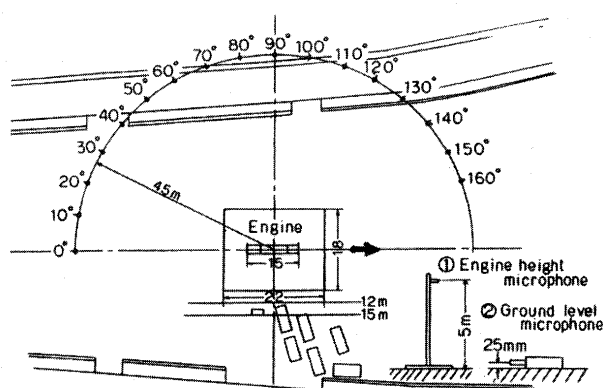


図9 エンジン屋外騒音試験と騒音計測法

マイクロホンによる騒音計測はスタンドマイクロホンとグランドマイクロホンの2つの方法で行われている。図9と図10に航空宇宙技術研究所で行われた屋外騒音計測法と試験風景を示す。前者はマイクロホンをエンジン軸と同一高さに設定する方法で、後者はマイクロホンを地表面と同一あるいは極めて近い高さに設定する方法である。マイクロホンによって計測される音はエンジンからの直接入射音と地表面での反射を経て入射する音との和である。地表面での反射は完全ではなくて散乱や反射率の周波数依存性があるため、スタンドマイクロホンの計測音はエンジンから放射される騒音スペクトルと異なったものとなる。

一方、グランドマイクロホン法ではエンジンからの放射音の反射点はマイクの近傍となるため、直接音と反射音との伝播経路長さは殆んど等しくて計測音は直接音の2倍（3 dB 増加）となる。マイクと地表面の間に完全反射する小さな金属板を敷いて音を反射させる方法を用いれば、屋外騒音計測場の地表面の影響を考慮する必要がない。また、マイクを地中に埋めてマイクの受圧面を地表面と同一にすれば、エンジンからの直接音のみ計測出来る。このため、屋外騒音計測ではグランドマイクロホン法が用いられている。しかしながら、音源とマイク受音面との角度や反射板面とマイク受音面との角度によっ



図10 FJR 710 エンジン屋外騒音測定風景

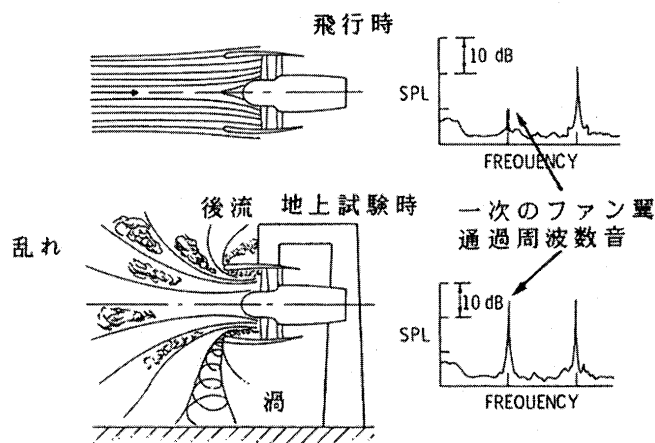


図11 ファン騒音発生への Inflow Distortion の影響

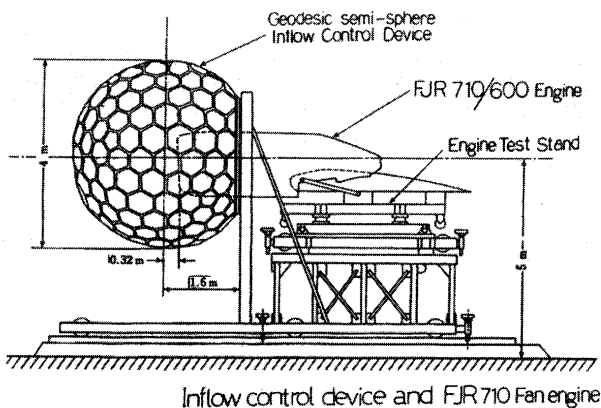
て計測音スペクトルが異なるため、事前にスピーカ音源等を用いてマイク較正を行うことが必要である。

#### 5.4 騒音計測におけるインレットデストーションの影響

エンジンやファンを地上静止状態で試験すると飛行時に比べて騒音レベルが高くなる。この原因は、図11に示すように、地上試験時には大気の乱れ、地上渦、エンジン架台の後流、横風等のイントレットディストレーションがファンに吸込まれてファン動翼と干渉して高いレベルのファン騒音を発生するためである。更に、飛行時と静止時では吸込み流れの形態がまったく異なり、地上時には、乱れた渦塊が大きな縮流によって流れの方向に引き伸ばされて、ファン動翼との干渉時間が長くなるため、強い干渉騒音が発生する<sup>(17)(19)</sup>。

このため、飛行試験に代わり、容易で安価な地上試験にてファンの飛行時騒音を計測出来る装置としてエンジン吸入整流装置(ICD: Inflow Control Device, 図12)が使用されている。航空宇宙技術研究所で開発したICDを用いてなされたエンジン屋外騒音試験の様子を図10示す<sup>(13)</sup>。

ICDは約110枚の五角形と六角形の要素パネルからなる直径4mの擬似球であり、一端にはエンジンナセルを球内に挿入できる直径2.2mの穴が開いている。この整流装置は球体表面での流速を2m/s~5m/s以内として良い整流効果を得るように設計されている。整流



Inflow control device and FJR 710 Fan engine

図12 Inflow Distortion 除去のためのエンジン吸入整流装置

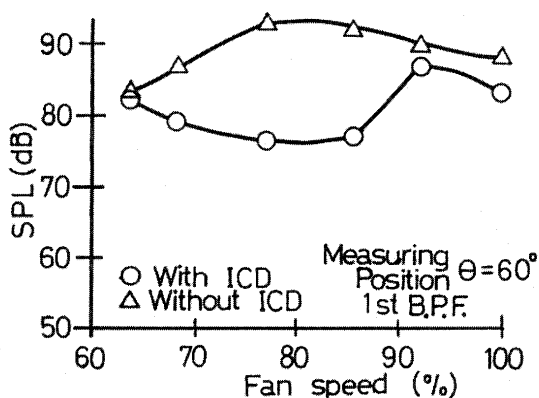


図13 Inflow Distortion のファン回転騒音への影響

装置による音の通過損失および音の回折を極力小さくするため、ファン騒音が整流装置の表面を出来る限り直角に通過するように擬似球の直径をエンジン直径の3.5倍と大きくしてある。球体の要素パネルは、約51%の開孔率の孔あき板、コア寸法6.3mmで深さ40mmのハニカム、20メッシュの金網の3層で構成されている。穴あき板で強いイントレットディストーションを整流し、ハニカムで流れの乱れを減衰させ、金網で残りの流れの乱れを整流している。

飛行状態時(ICD装備)と地上試験時(ICD無し)のファン回転速度に対するファン1次翼通過周波数音(1BPF)レベルの変化を図13に示す。図は、特にファンが亜音速回転時に地上試験の1BPFレベルが10dB以上大きくなることを表している。これは、地上試験時にインレットデストーションとファンとの干渉によって、高い音圧レベルの干渉騒音が発生しているためである。ターボ機械騒音試験用のICDについては、参考文献(5)(13)(19)を参照されたい。

## 6. 今までに研究開発されたターボ機械騒音の

### 低減技術

表2は、これまでに研究開発された高バイパス比ターボファンエンジンのファンやタービンの騒音低減技術を、図14は現在エンジンで使用されている低騒音化技術とその適用箇所を示している。

#### 6.1 ファン騒音低減技術

ファンの騒音源は主として動翼と静翼の干渉や、動翼と非一様な流れとの干渉による干渉騒音である。そのような回転騒音の発生を極力少なくする方法は、表

表2 エンジンのターボ機械騒音低減技術

| 騒音の種類  | 低減技術  |
|--------|---|
| ファン騒音  | 回転騒音と白色騒音<br>①単独ファンの採用 ②前置静翼の除去 ③ダクト境界層の除去<br>④動静翼列間隔の増大 ⑤Integrated Vane & Strutの採用<br>⑥傾斜静翼(円周方向及び軸方向) ⑦不等ピッチ静翼列<br>⑧動静翼枚数比の適切な選択 ⑨不等ピッチ動翼列<br>⑩不等ピッチ動翼列 ⑪鋭角状前縁翼 ⑫アクティブ騒音制御法<br>バズロー騒音<br>⑬Swept Rotor (ファンロータ翼先端に後退角をつけたもの)<br>その他の方法<br>⑭ソニックスロット ⑮スクープインレット ⑯吸音ライニング |
| タービン騒音 | ①動静翼列間隔の増大 ②動静翼枚数比の適切な選択<br>③吸音ライニング  |
| コア騒音   | ④吸音ライニング<br>(ジェットパイプやコーンの内筒を共振器とした吸音ライニング)  |

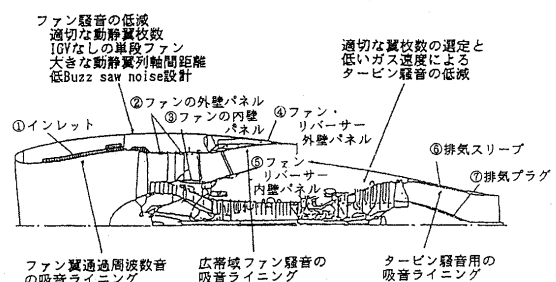


図14 ファン騒音の低減技術

2に示す①～⑤の方法である。①, ②は入口案内羽根を取り除くと共に, ファンを単段とする方法であり, ③はインレットデストーションの1つであるダクト境界層を除去する方法である。④は動・静翼列の軸間距離を大きくして動翼後流を減衰させ, 下流静翼との干渉を弱くすることを意図したもので, 現在2.0動翼翼弦長程度の軸間距離がとられている。⑤は動翼と下流のストラットとのポテンシャル干渉による干渉騒音の低減をねらったもので, この方法はファンダクト短縮によるエンジン軽量化の利点も有している<sup>(18)</sup>。

回転騒音のダクト遮断をねらう方法としては⑥～⑧の方法がある。⑥は後置静翼列の翼を軸方向あるいは円周方向に傾けて, 干渉によって発生する圧力波面をダクト減衰しやすいモードとすることを意図したものである。⑦はファンの1次BPF音がダクト遮断されるように動静翼枚数を選定する方法で, 静翼枚数/動翼枚数 $>2.0$ となっている。⑧は静翼列のピッチを不等間隔とすることによってダクト遮断モードを発生させる。⑨は特定の周波数音が高レベルとならないようにスペクトルを分散させる方法で, 動翼列ピッチを不等間隔とすることによってBPF音の音響エネルギーを多くの周波数域の音に分散させている<sup>(5)(19)</sup>。

バズソー騒音の低減に関しては, 航空機の主翼の後退角と同じ原理でファンロータ翼の前縁線をくの字に前進/後退させる方法<sup>⑬</sup>で衝撃波の発生を遅らすとともに, その強さを弱めている。白色騒音の低減に関しては翼面上のランダムな圧力変動を制御する<sup>⑩～⑫</sup>の方法が研究されている。

その他のファン騒音低減方法としては, ファン吸入ダクト形状を工夫して音の伝搬・放射を制御する方法<sup>⑭, ⑮</sup>がある。⑭はナセル空気取入れ口の喉部を高亜音速とすることによって, 上流側に伝搬する音波を阻止する方法である。喉部の流れが音速以下であっても大きく低減出来る<sup>(20)</sup>。一方, ⑮のスクープインレットは上下非対称で下方部分の突き出たナセルリップ形状とすることによって, 放射音を上空に散逸させることをねらったものである。

これら①～⑮の中で, ターボファンエンジンのファン騒音低減技術として現在用いられているのは①, ②, ④, ⑥, ⑦および⑮である。

## 6.2 タービン騒音および燃焼騒音の低減技術

タービン騒音の低減技術としては, ④動静翼列間隔の増大, ⑦動静翼枚数比の適切な選定, 並びにタービン翼に流入するガス速度の低下等による方法が用いられている。燃焼騒音対策としては, ジェットパイプやコーンの内筒を共鳴器とした吸音ライニングによって低減が行われている。

## 6.3 最近の高バイパス比ターボファンエンジンの吸音ライニング

図14と図16は, 航空機B767に採用されている高バイパス比ファンエンジンCF6-80Aの吸音ライニング

されている場所と吸音構造を示している。ファンエンジンに使用されている吸音材は音響的以外の制約条件から2～3個の吸音材料しか使用されていない。1つはアルミ製多孔板であり, 残りはポーラスメタルとポリミド合成樹脂を含ませたファイバークラス板である。しかし, 最近のエンジンでは多孔板(アルミ, スチール)とハニカム(アルミ, スチール, ファイバークラス)の組み合わせが殆どである。エンジンインレット(図14中の①)には多孔板とフレックスアルミハニカムの二重構造の吸音パネルが使用されファンBPF音, バズソー騒音, 白色騒音の吸音を行っている。

一方, ファン排気ダクト(図14中の②と③)では, 表面の多孔板と多孔板で作られたX型ハニカムとを組み合わせた構造の中間に多孔板をいれた二自由度吸音構造の吸音パネルが, ファンのリバーサー(図14中の④と⑤)には多孔板とハニカムの二重構造吸音パネルが使用されている。吸音パネルを表側および裏側から見た様子を図16に示す。吸音パネルのハニカムは合成樹脂をしみ込ませたファイバークラスを用いて構造軽量化が図られている。これらの吸音パネルによってファンBPF音や白色騒音が低減されている。

これらの吸音パネルにおいて, 流れの触れる多孔板表面を滑らかにして流れ抵抗を減らすと同時に流れや高音圧に起因する音響インピーダンスの非線形特性を小さくするため, 多孔板表面に極めて細かいメッシュの金網が張ってある。

タービンでは高温気流のためにステンレス溶接構造の吸音パネルが使用されている。低周波数の燃焼騒音はノズルプラグ表面に直径15mm程度のチューブを入れプラグを共鳴容器とした吸音パネルによって吸音されている(図15)。NASAのQCSEEエンジンでは, 高周波音用の薄い多孔板+ハニカム構造吸音パネルに低周波数音

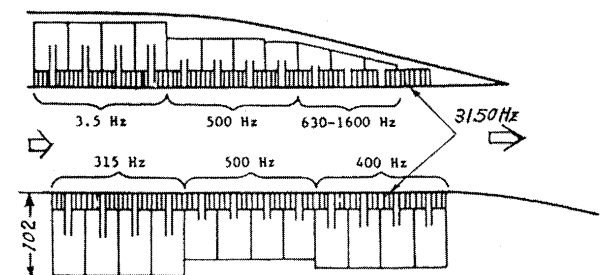
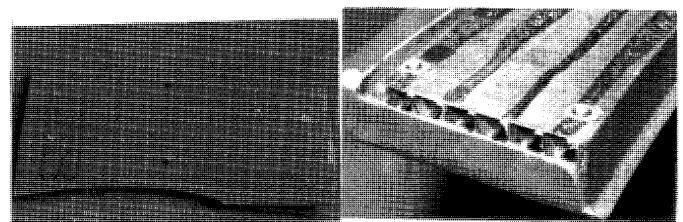


図15 タービン騒音低減技術



(a) 表側

(b) 裏側

図16 ファン騒音低減のための吸音ライニング

用の吸音パネルを重ね合わせた二重吸音構造吸音パネルを用いて、高周波のタービン騒音 (3150 Hz) と低周波数の燃焼騒音 (400 Hz を中心として 150 Hz~1600 Hz) を吸音している<sup>(5) (18) (20)</sup>。

### あとがき

本講義は、ターボ機械騒音の基礎的な実用情報を提供するように試みたものであり、若い技術者の騒音への理解や関心の一助となれば幸いである。

### 参考文献

- (1) 小林 紘, 日本ガスタービン学会誌, 21-84, (1994-8), p. 47.
- (2) 小林 紘, 日本航空宇宙会誌, 43-493, (1995-2), p. 82&49-571, (2001-8), p. 183.
- (3) 小林 紘, 超音波 TECHNO 誌 12-1, (2000-1), p. 11.
- (4) 小林 紘, 航空技術, 460, (1993-7), p. 26&461, (1993-8), p. 31.
- (5) Hubbard, H. H., NASA-RP-1258, (1991)
- (6) 白木万博, 騒音防止設計とシミュレーション, (1987), 応用技術出版.
- (7) 梶昭次郎, 日本ガスタービン学会誌, 14-55, (1986-12), p. 46, &16-62, (1988-10), p. 5, &18-17 (1990-10), p. 64.
- (8) 小林 紘 他 8 名, NAL-TM-449 (1983)
- (9) Mathews, D. C. & Perocchio, A. A., AIAA Paper 74-948 (1974).
- (10) 中村良也, 日本機械学会誌, 86-774 (1983) p. 71.
- (11) 小林 紘, 平成 11 年度航空安全・環境適合技術研究に関する研究報告会資料, 航空宇宙技術研究所, (1999.9), p. 21.
- (12) Pickett, G. F. et al., NASA CR-135293 (1977).
- (13) 小林 紘, 他 3 名, 機械学会論文集, 51-469, (1985), p. 3006 &52-473, (1986), p. 334.
- (14) Grosche, F. R. et al., AIAA Paper 76-535 (1976).
- (15) Fisher, M. J. et al., J. of S. & V., 51-1, (1977), p. 23.
- (16) Tester, B. J., et al., AIAA Paper 81-2040 (1981).
- (17) Kobayasi, H., & Groeneweg, J. F., AIAA Journal, 18-8, (1973), p. 899.
- (18) Aeropropulsion 1979, NASA CP-2092 (1979).
- (19) Feiler, C. E., & Conard, E. W., Journal of Aircraft, 13-2, (1976), p. 128.
- (20) NASA SP-311, (1972).

# 非金属動翼の光学式翼端すきまセンサ

## Optical Blade-Tip Clearance Sensor for Non-Metal Gas Turbine Blade

松田 幸雄\*<sup>1</sup>  
MATSUDA Yukio

田頭 剛\*<sup>1</sup>  
TAGASHIRA Takeshi

キーワード：Tip Clearance, Optical Sensor, Ceramic Gas Turbine

### Abstract

The efficiency of a gas turbine engines is directly depending on the clearance between the rotational blade tip and the engine casing. Therefore, actual gas turbine engines makes an effort to minimize tip clearance, and generally, the tip clearance measurement is widely done. Typically tip clearance measurement is made used of sensors, applied magnetic-electric phenomenon, such as eddy-current type, electrical capacity type, spark/discharge type, etc. However, these sensors can not use of non-metal blade measurement.

“R & D of Ceramics Gas Turbine” which AIST in old MITI of Japan carried out over fiscal 1988~1998 intends to rapidly raise whole efficiency of gas turbine by manufacturing thermo stable parts by ceramics. In this ceramic gas turbine, the rotor blade is nonmetallic material (ceramics), so the conventional blade tip clearance sensor can not be used from the measurement principle. From the above fact, we produced blade tip clearance sensor which does not require a special device and a special processing experimentally as a result of studying the optical clearance sensor using the reflection of the light. On the details of the tip clearance sensor and the results of performance proof experiments are described.

### 1. まえがき

ガスタービン構成要素である圧縮機やタービンなどの回転する動翼と、これを覆うケーシングとの距離(翼端すきま)は、その要素効率に直接影響を与える<sup>1)</sup>。この翼端すきまの計測には電磁気現象の一種である渦電流変化、共振回路を構成するキャパシタンス変化、動翼とセンサ先端との放電現象等を利用した翼端すきまセンサが使用されている。しかしながらこれらの計測法は、全てその測定原理から動翼が金属(導電体)であることが条件である。

近年ガスタービンの材料として耐熱性に優れたセラミックスを採用し、今までの金属製ガスタービンの効率を飛躍的に高めようとする研究開発が内外で実施されおり、我が国では旧通商産業省・工業技術院により「セラミックガスタービンの研究開発」が昭和63年度から平成10年度にかけて実施された<sup>2)</sup>。この研究開発は出力300kWの発電用小型ガスタービンの耐熱部品をセラミックスで製作することによって、ガスタービン全体効率を飛躍的に高めようとするものである。このセラミックガスタービンのように、動翼がセラミックスのような非金属材料である場合には、従来の翼端すきまセンサはその測定原理から基本的に使用できず、例えば動翼表面に金属被膜

を蒸着するなど特別な加工が計測のために必要となる。

以上のことから、筆者らは光を動翼先端に投射し、その反射光の位置変化からセンサと動翼先端との距離を測定するセンサについて検討を行い、特別なデバイス及び特殊な加工を必要としない光反射方式の翼端すきまセンサを試作した。このような光学的手段による距離測定センサは、その測定原理から動翼の材質及び通過速度、センサの周囲と動翼による電磁気的影響、温度、圧力などに測定値が影響されることがない。これは他の測定原理によるセンサに比べ非常に大きな特長である。特にセンサのキャリブレーションでは特別な校正装置を必要とせず、その校正値がそのまま実機計測に適用できるので、実質的に高い測定精度を得ることができる。一方光学センサでは、測定対象の汚れに対する性能劣化の問題があるが、これについては光源光出力を大幅に可変する機能を付加することで解決できることを実証した。

ここでは、この試作した翼端すきまセンサの内容と、本センサの性能実証実験の結果について述べる<sup>3), 4)</sup>。

### 2. 翼端すきまセンサの測定原理とセンサ構成部品

#### 2.1 測定原理と測定精度

図1に光反射方式による距離測定の原理を示す。図1において、光源から投射された光が動翼先端で反射され受光素子に達する。ここで測定対象である動翼先端の移

原稿受付 2001年8月31日

\* 1 航空宇宙技術研究所

〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

動距離  $d$  (測定対象の翼端すきま) の変化は、受光素子での位置変化  $dm$  を検出することによって求められる。ここで  $d$  と  $dm$  の関係は図1より次のようになる。

$$\begin{aligned} X &= 2d \cdot \tan \theta \\ dm &= X \cdot \cos \theta \\ \therefore dm/d &= 2 \cdot \sin \theta \end{aligned} \quad (1)$$

ここで  $\theta$  は投射光が動翼先端に対して入射する角度である。 $\theta$  は測定精度を考慮するなるべく大きい値が望ましいが、同時にセンサの先端径も大きくなる。センサ先端径と  $\theta$  との関係を、図2のようにレンズ系を含めたセンサの構成で検討した結果、 $\theta$  はセンサ先端径が10φで約17°、20φで約30°となった。これより(1)式から  $dm$  と  $d$  の比率は前者で1:0.585、後者で1:1となる。

## 2.2 セラミックガスタービン動翼の表面反射率

光の反射を利用した距離測定では、被測定対象(反射体)の表面が金属光沢面や反射テープを貼付するなどした光の良反射面である場合が一般的である。しかし本翼端すきまセンサの測定対象であるセラミックスは、光の反射体としては非常に不適当な面であると考えられる。そこでレーザー光及び受光側として単芯の光ファイバを用い、表1に示した5種類の反射面についてその表面反射率を測定した。表1で“タービン動翼”とは、「セラミックガスタービンの研究開発」で製作されたラジアル

タービン動翼である。また“模擬動翼”とは後述するセンサ性能試験用に製作した、エポキシを主成分とする材料で製作した模擬回転動翼(図3)である。

この表面反射率測定より以下のようなことが分かった。

- ・非金属であるタービン動翼及び模擬動翼では反射率が極めて低い
- ・セラミックス動翼とエポキシ系材料による模擬動翼はほぼ同じ反射率である
- ・動翼の幅(厚さ)によっても大きな差が生じる

## 2.3 受光素子の選択と測定分解能

(1)式の  $dm$  の検出には一般に1次元の受光素子を用いるが、その検出可能距離、分解能、応答性が本翼端すきまセンサの性能に大きく影響する。一般にこのような用途には次の様な受光素子が用いられる。

- ①自己走査型ラインセンサ (CCD センサ)
- ②抵抗値変化型アナログ半導体位置検出器
- ③イメージセンサを構成する光ファイバにそれぞれ受光素子を配置したもの

ここで②は安価で使いやすく多くの光応用センサに用いられているが、応答性が数  $\mu\text{sec}$  ~ 数十  $\mu\text{sec}$  であるため、本翼端すきまセンサの測定対象である高速に回転する動翼に対しては使用できない。また③は最も優れたものであるが、市販品が無いため特注品となり、非常に高価である。以上の理由よりここでは①の CCD センサ(1次元)を採用した。CCD センサは反射光の照射位置がそのままデジタル量として検出できるため、空間的な分解能が高い点が最大の特長である。ここで使用した

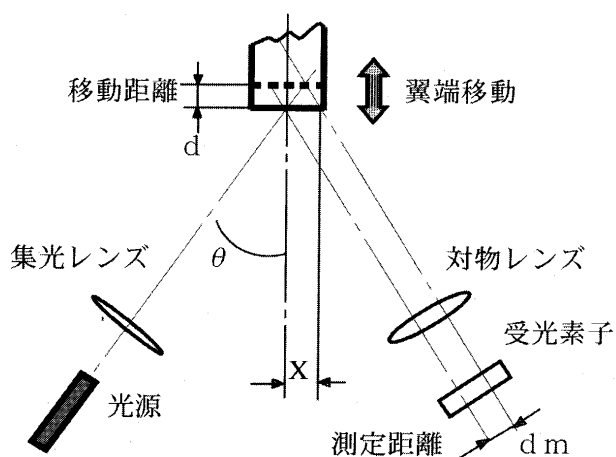


図1 光反射方式の距離測定原理

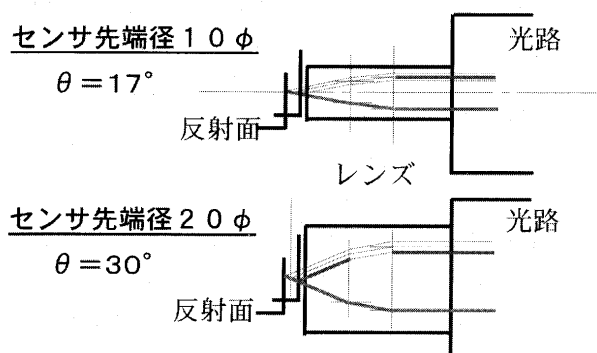


図2 センサ先端径と  $\theta$  の関係

表1 表面反射率の測定結果

| 反 射 面     | 幅(mm) | 反射率(%) | 減衰値(dB) |
|-----------|-------|--------|---------|
| 鏡 面       | 無限大   | 64.7   | -1.89   |
| 金 属 光 沢 面 | 1.5   | 30.3   | -5.18   |
| タービン動翼    | 1.3   | 1.06   | -19.76  |
| 模 擬 動 翼   | 2.0   | 1.6    | -17.95  |
| 模擬動翼(参考)* | 1.0   | 0.5    | -23.01  |

\*上記模擬動翼と同一材質で、翼端幅のみが異なる

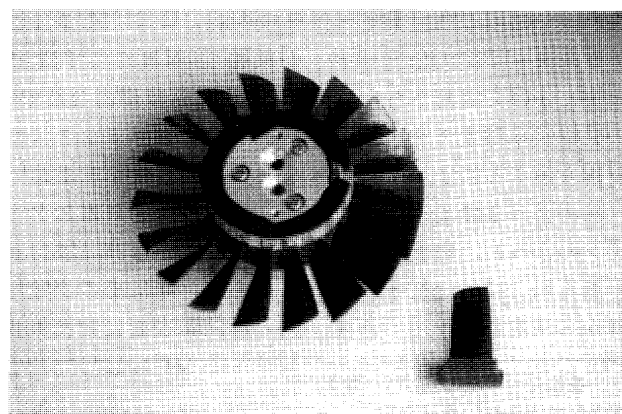


図3 エポキシを主成分とした材質の模擬回転動翼

CCD センサは、受光有効長 3.328 mm、構成受光素子数 256 bit、受光素子応答性 50 nsec で、最大走査周波数は 4 MHz のものである。いまこの CCD センサを用いた場合、受光素子単体の分解能  $\delta$  は 1 ビット当たりの長さで決まり、次のようになる。

$$\delta = 3.328 / 256 = 0.013 \text{ mm} \quad (2)$$

センサ先端径が  $20\phi$  の場合、 $\theta = 30^\circ$  で  $d : dm = 1$  であるから、実質的なセンサ分解能及び測定可能距離  $L$  は、 $\delta$  及び 3.328 mm となる。しかし  $\delta$  は、ここで計測を目的とする翼端すきまの値に対して不十分と考えられる。そこで動翼先端からの反射光を集光する対物レンズに、約 2 倍の拡大率を持つものを採用した。これにより本翼端すきまセンサの分解能は約  $6.5\mu\text{m}$  に改善したが、測定可能距離  $L$  は半分の 1.664 mm になった。

図 4 に CCD センサの出力信号を示す。CCD は一定の周期で走査されており、その出力は一周期毎に図 4 に示すような受光量に応じた振幅分布を示す。ここで測定を目的とする  $dm$  の値は、走査開始点を基準として最大振幅（図では最小値）を示す点までの時間で、実際にはその時間に比例した受光画素の位置を 1～256 のビット値で出力する。

### 3. 翼端すきまセンサの試作

#### 3.1 翼端すきまセンサの構成

図 5 に試作した本翼端すきまセンサの基本構成を示す。

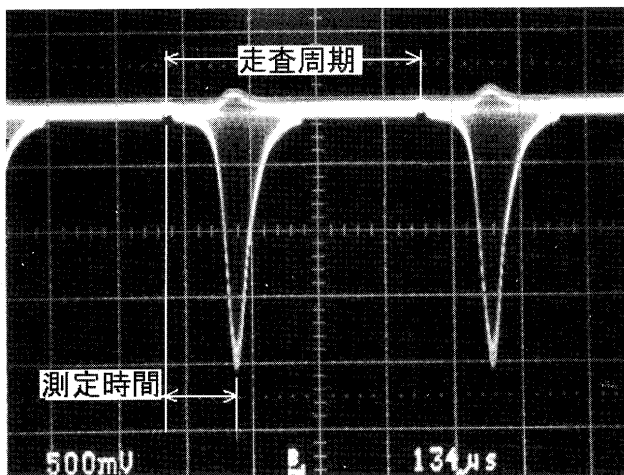


図 4 CCD センサ出力信号波形

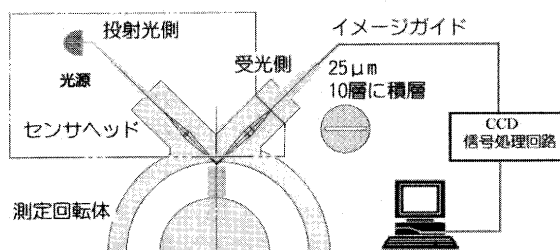


図 5 翼端すきまセンサの基本構成

ここで投射光側は光源光をレンズで集光して測定対象に投射する。反射光を集光する受光側は、レンズで集光した光をイメージガイドに導く。このイメージガイドは、CCD センサの撮像面の形状に合せた、コア径  $25\mu\text{m}$  の光ファイバを 10 層（幅 5 mm）に積層した光ファイバアレイである。センサヘッドはイメージガイドが脱着可能で、測定対象に装着可能な形状を有する。CCD 信号処理回路は CCD センサ及びその周辺回路を 1 つの筐体に収めたもので、信号処理回路の出力はパラレル I/O ラインを介してパーソナルコンピュータに送られる。パーソナルコンピュータではその出力値をカウントし、平均値処理や測定値の記録及び特性グラフなどのデータ処理を行う。なおこのソフトウェアは、MS-DOS 上の MS フォートランで作成した。図 6 にセンサヘッドの断面図を、図 7 にその外観を示す。

センサヘッド先端径は  $20\phi$ 、焦点位置までの距離はセンサ先端から 2 mm に設定した。センサヘッドには光源としてレーザダイオード (LD) を内蔵した為、半導体素子である LD の冷却を考慮して LD 格納部分を直角に配置した。実機への装着では LD 格納筒部分をファンにより空冷することを考えている。なおこの配置はセンサヘッドの先端径を小さくする効果もある。図 6 において、LD からの光は反射鏡で直角に曲げられ、対物レンズを経て測定対象の動翼先端に投射される。測定対象の焦点位置に生じるスポット径は約  $1\phi$  である。動翼先端から

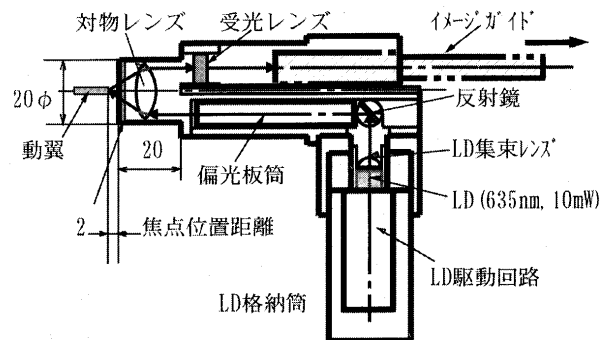


図 6 センサヘッドの断面図

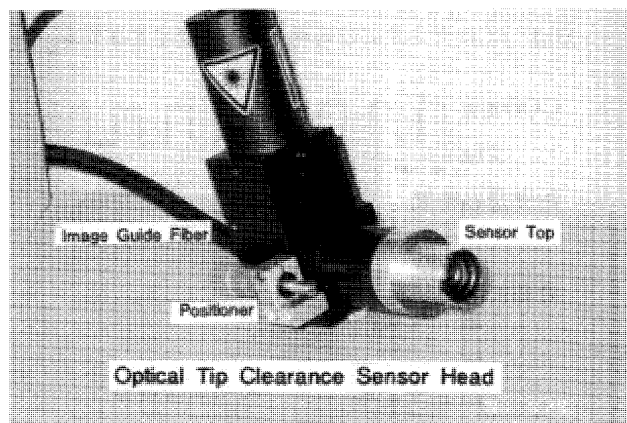


図 7 センサヘッドの外観

の反射光は、同じ対物レンズから受光レンズを経てイメージガイドの光入射面にスポットを生じ、そのスポット位置はイメージガイドによって CCD の受光面に相対的に同位置として導かれる。受光レンズには、2.3 で述べたように測定分解能を上げるため、約 2 倍の拡大率のものを採用した。保護ガラスは対物レンズを測定雰囲気から保護するもので、水晶ガラスを採用した。LD は出力 10 mW のもので、光量は収束レンズ等で半分以上に、さらに対物レンズ及び保護ガラスで 80% 程度に減衰し最終的に 4.0 mW となった。この光量は偏光板筒による減衰及び LD 駆動電圧を変えることで、3.3 mW $\sim$ 7 $\mu$ W (−24 dB) の範囲で連続的に変化させることができる。このような光量調整を付加した理由は、測定対象の表面反射率の変化によって、受光素子の受光光量が大幅に変化することに対応するためである。

### 3.2 CCD センサ出力信号処理回路

CCD センサ出力信号処理回路のブロックダイアグラムを図 8 に示す。CCD センサ（以下単に CCD とする）はクロックにより連続した走査を行っており、その出力は動翼からの反射を捕えた場合に発生して、その値をバッファにストアする。ピークディテクタは一回の走査時間内で最大の値（図 4 の波形では最小値）を示す時間を画素の位置（1 $\sim$ 256 のビット値）として検出する。CCD はその走査時間内に複数の動翼反射があった場合、これらの動翼の内最大の反射を生じる動翼の反射を測定値とする。従って各動翼を個別に測定するためには、次に示すような条件が必要となる。

$$T_s < T_p \quad (3)$$

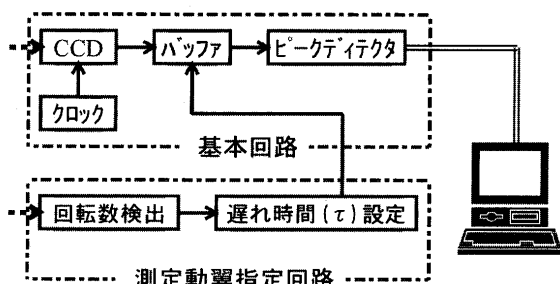


図 8 CCD センサ信号処理ブロックダイアグラム

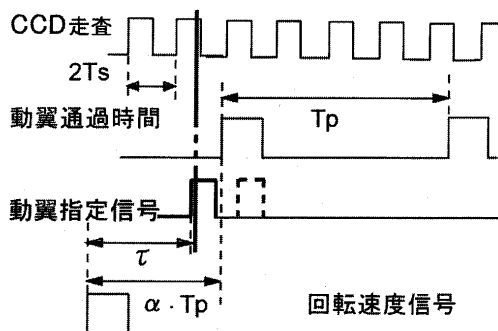


図 9 測定信号タイムチャート

ここで  $T_s$  は CCD の走査時間、 $T_p$  は動翼間隔に相当する 1 ピッチ時間で、回転速度を  $N$  [rpm]、動翼枚数を  $NS$  とすると次のようになる。

$$T_p = (60/N)/NS \quad (4)$$

ここで採用した CCD の最少走査時間  $T_{s\_min}$  は 0.256 msec である。これより各動翼を個別に測定できる最高回転速度  $N_{max}$  [rpm] は次のようになる。

$$N_{max} = (60/NS)/256 \times 10^{-6} \quad (5)$$

次に CCD の一般的な出力信号処理回路では、不特定の動翼からの信号を次々と連続的に出力するため、測定動翼を特定することはできない。そこで任意の動翼を特定して計測を行うため、測定動翼指定回路を付加している（図 8 参照のこと）。これは一回転周期に同期して、一定時間遅れた時点で CCD 出力を有効とし、その出力を一回転周期時間保持する回路である。この場合測定を指定する動翼番号を  $n$  とすると、遅れ時間の設定値  $\tau$  は、次のようになる。

$$\tau = T_p \cdot (n - 1 + \alpha) \quad (6)$$

ここに  $\alpha$  は回転速度信号を検出する位置と、 $n=1$  の動翼との距離を動翼間隔で除した値である。図 9 に動翼通過信号に対する  $\tau$  と回転速度信号及び CCD 走査周期信号との関係を示す。ここで測定開始位置は、動翼指定信号と CCD 走査周期信号が初めて一致した位置（2 点鎖線で示した位置）である。なお今回行った計測では  $\alpha$  が 0.5 になるように設定した。

## 4. 翼端すきまセンサの特性

### 4.1 翼端すきまセンサの静特性

翼端すきまセンサの静特性は、光学測定で用いられる微動台（最小微動距離 5 $\mu$ m）にセンサヘッド及び基準となる反射体を相対させて測定した。この基準反射体には、①表面を研磨した鉄製のブロック、と図 3 に示した②模擬動翼と同じ材質の板、を用いた。この場合 LD の出力は、①20 $\mu$ W 及び②400 $\mu$ W であった。

静特性はセンサヘッドの保護ガラスと、基準反射体を平行に接触させた位置を基準点として、その点から基準反射体を 10 $\mu$ m のスパンで移動させ、その時の微動台の移動量に対するセンサ出力を測定して求めた。基準反射体を固定した微動台は自動パルス制御駆動のもので、移動精度は  $\pm 1\mu$ m である。図 10 に①の反射体を用いて測定した結果を示す。図 10 左側で横軸は CCD の出力ビット値、縦軸はセンサの保護ガラス前面からの距離である。この結果を見ると、センサ出力に対する距離の変化は直線にはならない。これはセンサヘッドを構成するレンズ系の特性によるものと思われる。図で一点鎖線はこの特性を折れ線近似したもので、このセンサの校正出力値となる。この校正出力値に対する各測定点のパラッキを図

10の右側に表した。この結果より測定誤差は $\pm 20\mu\text{m}$ となることが分かった。また測定範囲は両端で測定誤差が大きくなるため、約1.4 mmとなった。

#### 4.2 模擬動翼によるすきま計測

図2に示した模擬動翼が回転する試験装置を用いて翼端すきま計測実験を行った。模擬動翼の翼高は30 mm、翼弦は20 mm及び翼先端最大幅は2 mmである。模擬動翼回転試験装置はこれを18枚植込んだ回転体（翼先端ピッチ円の直径は120 $\phi$ ）をインバータ制御モータで回転させる装置である。図11にこの装置の外観を示す。

模擬動翼先端の反射率は、表1で示したように計測を目的とするセラミックス製のラジアルタービン動翼先端と同程度である。センサヘッドはケーシング上部にアダプタで装着し、センサヘッドに付けられたマイクロメータにより、測定基準位置の微動が可能である。回転体はモータ軸に直接装着されており、回転速度を10,000 rpmまで連続的に可変できる。回転速度の計測には、回転軸に付けられた突起物の通過を光学的に検出する反射型光センサを用いている。

以上の試験装置により回転速度 $N=1,000\sim 10,000$  rpmの範囲で1,000 rpmごとに翼端すきま計測を行った。図12に測定結果の一例を示す。これは同一の動翼について、各回転速度ごとに200サンプル測定し、その

結果を示したものである。ここでは同一測定値の割合を円の大きさで表現している。図12よりこの模擬動翼では、回転速度によって翼端すきまの値は変わらず、ほとんど同じ値（約0.7 mm）を示すことが分かる。

以上の模擬動翼の計測試験により、表1に示したような光の反射がほとんど得られない非金属の模擬動翼でも、本翼端すきまセンサによるすきま測定が可能であることを確かめた。

#### 4.3 高速回転ディスクによる翼端すきま計測

4.2で行った模擬動翼では、その材質及び形状から翼端すきまの変化が微少であった。そこで円盤状の金属ディスクの周囲を歯車状に整形し、これを最高回転速度24,000 rpmまで回転できる高速回転ディスク試験装置を製作した。このディスクは直径280 $\phi$ のニッケルクロムモリブデン鋼（SNCM）製で、安全のため肉厚20 mmのケースで囲い、ディスク自体を出力5.5 kWのインバータ回転数制御モータ軸に直結して回転しており、最高回転速度での周速度は350 m/sである。測定対象である疑似動翼部分は、翼高3 mm、翼弦2.44 mm及び翼先端幅5 mmである。図13に翼端すきまセンサを装着した高速回転ディスク試験装置の外観を横蓋を取り外して回転ディスクが見える状態を示す。

以上の試験装置を用い、6,000 rpmから24,000 rpm

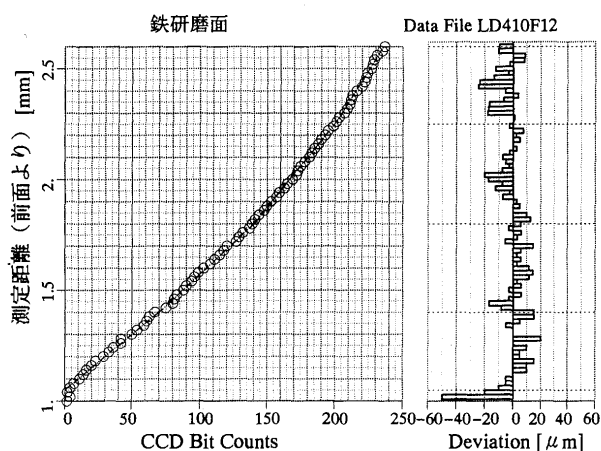


図10 静特性測定結果

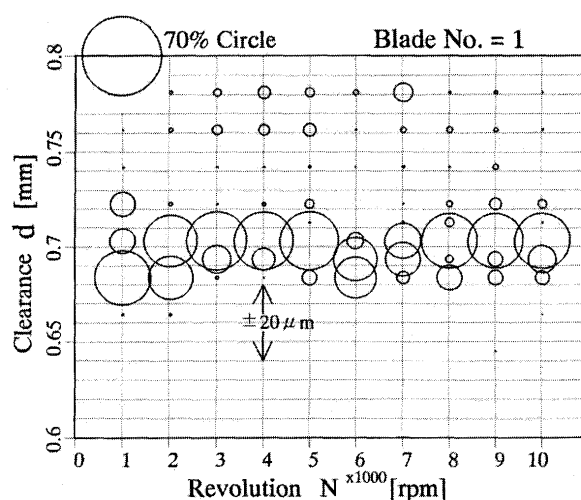


図12 模擬動翼回転試験装置の測定結果

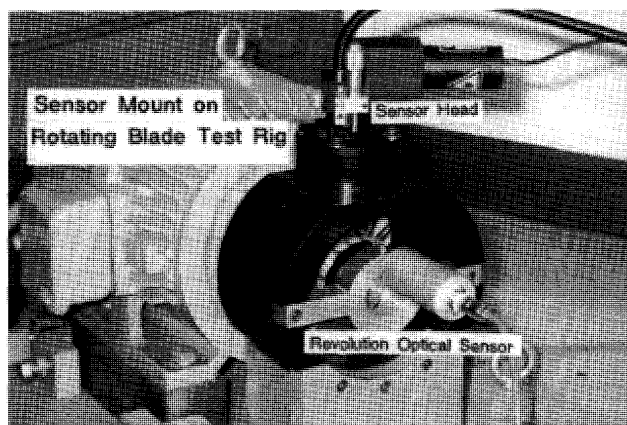


図11 模擬動翼回転試験装置の外観

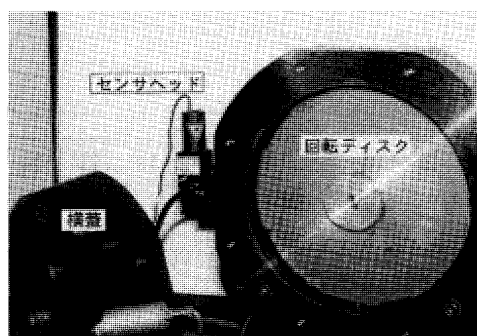


図13 高速回転ディスク試験装置の外観

まで1,500 rpm ごとに翼端すきま計測を行った。図14に計測結果の一例を示す。これは各回転速度で100回測定を行い、その結果を図12と同様に横軸の各回転速度に対して表したもので、測定値のバラツキ傾向は複数回の計測を実施した結果、10,000 rpm 以下では多く、それ以上では非常に小さいことが分かった。なお図14では、同一測定値を示す割合が10%以下のものを除いている。

以上の測定結果によれば、本試験装置のすきま（金属ディスクとセンサを装着したケーシング間の距離）は、15,000 rpm 程度までは装置の停止時と同じ値を示し、それ以上で徐々にすきまが減少し、最高で約90 $\mu$ m 程度変化する。この回転数増加に対するすきまの減少原因は次の2点であると考えられる。

- ・回転速度増加による遠心力増加によるディスク延伸
- ・狭いディスクコンテイメント内で高速回転することによる空力加熱での延伸

まず前者について検討した結果、この量はディスクの材質より数十 $\mu$ m であることが分かった。次にディスクコンテイメント内の温度を測定した結果、回転増加にともない最高回転速度では約70 $^{\circ}$ C 程度に上昇することが分かった（外気温度15~25 $^{\circ}$ C）。この温度上昇による金属ディスクの熱膨張を検討した結果、その半径方向の距離の増加が、測定値とほぼ一致することが分かった。従って測定されたすきまの減少は、空力加熱によるディスクの熱膨張が主因であると推定される。

#### 4.4 耐熱試験

翼端すきまセンサを実機に装着する場合、耐熱性が重要な問題になる。これは図6のセンサヘッドを構成する部品の中に半導体であるLDがあるため、LD格納位置は少なくとも40 $^{\circ}$ C 以下に保つ必要がある。そこでセンサヘッドよりLDと受光部のイメージガイドを除き、

その部分に熱電対を貼付した温度計測用のダミーのセンサヘッドを用意して、これを電気ヒータとブロアによる高温空気発生装置に装着し、センサヘッドの各部分の温度上昇を計測した。また試験途中でLD格納部を外からファンによって空冷した。その結果、センサの筐体やLD装着位置の温度上昇は、測定部分からの熱伝導により徐々に上昇するが、LD格納筒を空冷することによりLD格納位置を40 $^{\circ}$ C 以下に保つことが可能であることが分かった。

#### 5. まとめ

非金属であるセラミックガスタービン動翼の翼端すきま計測用として、光の反射による距離測定法を用いたセンサを試作し、セラミックガスタービンの動翼と表面反射率が同程度の模擬動翼回転試験装置、並びに金属製高速回転ディスク装置による計測試験を実施した。その結果本翼端すきまセンサが、十分な精度で非金属動翼の翼端すきまを測定することが可能であることが分かった。試作した翼端すきまセンサの特性は、測定位置はセンサ前面より1~2 mm、測定距離は1.4 mm 及び測定精度は $\pm 0.02$  mm である。

光の反射を利用した翼端すきま計測法の最大の特長は、従来の電磁氣的測定原理を応用したすきまセンサと異なり、動翼の材質及び通過速度、センサ周囲の電磁氣的影響、温度、圧力などが測定値に影響しないことである。しかし欠点として反射対象が汚れなどでその反射率が変化した場合、測定が不可能になる点が指摘されている。本翼端すきまセンサの計測実験では、金属表面が汚れなどにより反射率が低下した場合と同等の非金属動翼と、金属製ディスクを測定対象としたが、両者の反射率の差は15倍以上であった。このような反射率の差がある場合一般に計測は難しいとされているが、本翼端すきまセンサのように、光源光量の大幅な可変機能を持たせることで、このような計測が可能であることを確かめた。

なお本研究は旧通商産業省・工業技術院が1988年~1998年に実施した「ムーンライト計画・セラミックガスタービンの研究開発」のもとに行われたことを付記する。

#### 参考文献

- (1) D. K. Hennecke and K. Trappmann, "Turbine Tip Clearance Control in Gas Turbine Engines", AGARD Conference Proceedings No. 324, 1982
- (2) 筒井 他, 「小特集, 小型セラミックガスタービン」, GTSJ 学会誌, 22-87 (1994)
- (3) 松田, 「光反射方式によるセラミックス動翼のすきまセンサ」, 第11回 GTSJ 秋期講演会, 1996.11
- (4) 松田, 「光反射方式によるセラミックス動翼の翼端すきまセンサ」, 第12回 GTSJ 秋期講演会, 1997.10

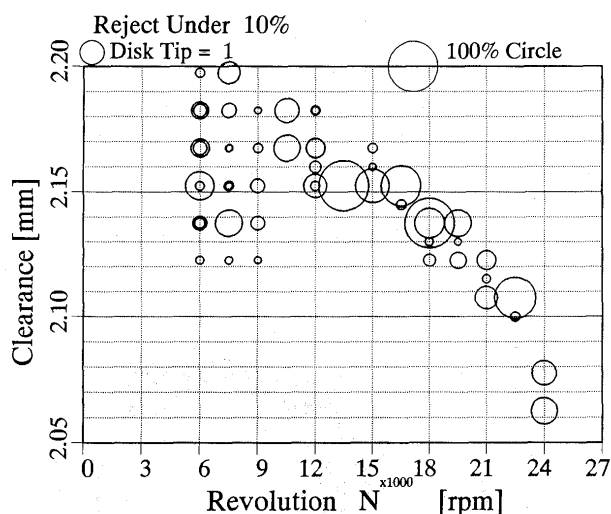


図14 高速回転ディスク試験装置測定結果

# 圧力勾配下における周期的後流通過が平板境界層バイパス遷移に与える効果（主流乱れが共存する場合）

## Boundary Layer Bypass Transition on a Flat Plate Induced by Periodic Wake Passage affected Pressure Gradients (Effect of Free-Stream Turbulence)

小薮栄太郎<sup>\*1</sup>  
KOYABU Eitaro

船崎 健一<sup>\*2</sup>  
FUNAZAKI Ken-ichi

高橋 潤<sup>\*1</sup>  
TAKAHASHI Jun

キーワード: Bypass Transition, Free-Stream Turbulence, Periodic Wake, Pressure Gradients, Calmed region

### Abstract

This paper deals with the investigation of wake-disturbed boundary layer on a flat-plate model with an elliptic leading edge. Main focus of this paper is on how the free-stream turbulence affects the transitional behavior of the boundary layer induced by periodic wake passing. Detailed measurements using a single-hot wire probe are made on bypass transition of the disturbed boundary layer over a flat-plate with favorable and adverse pressure gradients over the test surface. A spoked-wheel-type wake generator is used to generate periodic wakes. Free-stream turbulence intensities are controlled with three types of turbulence grids. Wake-affected boundary layer bypass transition is dominantly influenced by inlet free-stream turbulence intensities.

### 1. 緒 言

航空エンジンや産業用ガスタービンなどのターボ機械内での流れ場は、動静翼列間の空力学干渉現象により周期的に変動する非定常流になっている。特に、上流側翼列からの周期的な後流は、下流側翼列翼上の境界層遷移を促進するなどの効果により、定常流中として予測した値と異なる翼列空力性能をもたらすと考えられている。そのため、高性能・高効率化、高信頼性を目指すターボ機械の開発には、周期的な後流通過の影響を受ける翼面境界層の動的挙動の把握が強く求められおり、現在までに多くの関連する研究例が報告されている。例えば、Halsteadら<sup>(1)</sup>は、大型低速回転試験機を用いて、圧縮機および低圧タービン翼の翼面境界層と後流との干渉現象を翼表面センサーなどを用いて調べている。また翼列試験の例として、直線翼列上流に後流発生装置を設置して非定常流中における翼列性能を計測した船崎ら<sup>(2)</sup>、Addison, Hodoson<sup>(3)</sup>、Shulte, Hodoson<sup>(4)</sup>の研究などが挙げられる。一方、Funazaki, Koyabu<sup>(5)</sup>は、翼表面を模擬するための平板翼モデルを用い、傾斜板の適用により計測面上に加速・減速流を発生させた状態で、順・逆圧力勾配下での後流通過による境界層バイパス遷移過程を調べた。

なお、バイパス遷移とは一般に二次元不安定波発生を伴わない遷移である。これらの平板翼を用いた試験から、後流通過周波数および後流発生装置の円柱の移動方向が境界層バイパス遷移にかなりの影響を及ぼすことが明らかになった。さらに、実機モデルや翼列を用いた試験では計測が困難な後流通過に伴う境界層の動的挙動に関する情報、具体的には、乱流スポットの初生や減速領域で急激な成長過程等についての貴重な知見を得た。しかし、この実験では主流乱れの効果に関しては十分には調べられていなかった。実際のガスタービンでの動翼列入口における主流乱れは3～5%程度と推測されるため<sup>(6)</sup>、主流乱れを伴う場合の周期的後流の効果を明らかにすることは工学的に重要である。

本研究では、主流乱れが後流通過による境界層バイパス遷移過程に与える影響を、熱線プローブによる詳細な速度計測を通じて明らかにする。実験では、前報<sup>(5)</sup>と同様に実際の翼面上圧力分布を模擬した加速・減速流中の平板境界層を対象に、乱流格子の種類を変えて主流乱れの効果を解明する。また、後流発生用円柱直径を変えることにより、後流特性の違いがバイパス遷移に与える影響も調べる。

### 2. 実験方法

#### 2.1 実験装置

図1は、供試部概観を示す。この供試部は、風洞絞り

原稿受付 2001年10月23日

\*1 岩手大学大学院工学研究科

〒020-8551 盛岡市上田4丁目3-5

\*2 岩手大学工学部

ノズルの下流側に設置されている。本研究では、供試翼としてアクリル製の平板翼を用いる。平板翼は供試ダクト（断面：高さ 300 mm×幅 200 mm）の平均高さの位置に水平に設置されている。翼先端部は楕円形（長軸：75 mm，短軸：15 mm）である。平板翼の計測面の対向面には、ダクト上板に 2 枚の傾斜板を組み合わせた加減速装置を取り付けて流れを加速・減速させて、平板境界層上で船崎ら<sup>(2)</sup>が使用したタービン翼負圧面上の圧力分布の再現を試みた。加減速装置は平板翼上側にしか取り付けられていないため、そのままでは流れが平板翼に平行に流入しない。そのため、図のように平板翼下側の下流に流量調節用の網を取り付け、入口流れが平板翼にほぼ平行に流入するようにした。油膜法による流れの可視化により、平板翼の先端がよどみ線になることを確認している。平板翼上流側に設置された後流発生装置は、後流発生用円柱（直径 5 mm，3 mm），回転円盤（直径 400 mm），誘導モータおよびモータと直結の無段階変速器からなる。円柱は回転円盤の外周に最大 6 本まで取り付け可能であり、回転円盤が静止状態での円柱中心軸が、平板翼よどみ線と平行になるように設置した。また円盤の回転数は 900～1500 rpm の間で自由に設定でき、回転数は接触式回転計で計測した。今回の計測では全て回転数を 1200 rpm に限定した。供試ダクト先端部と上流側ダクトとの間には 10 mm 程度の間隙を設け、風洞内壁で発達した境界層の影響が供試部に及ばないように配慮した。

## 2.2 計測システムおよびデータ処理法

非定常境界層計測システム（図 1 下参照）は、プローブおよび定温度型熱線流速計、熱線プローブの温度補償

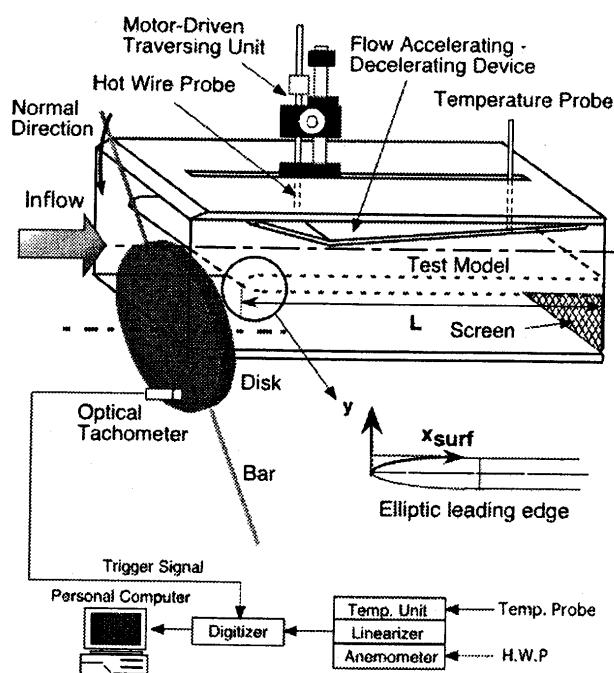


図 1 供試部概観と計測システム

ユニット、A/D 変換器そしてトリガー信号を発生する光電式回転検出器から構成される。熱線プローブはコンピュータ制御の電動トラバースに取り付け、原点は注意深く平板部表面に十分に近づけた位置としている。計測範囲は、どちらも不等間隔で流れ方向 ( $x_{surf}$ ) に 21 点，高さ方向 ( $y$ ) には  $x_{surf}$  方向各点毎に 20 点の範囲で計測する。後流発生装置の円盤の回転と同期したパルスを送信信号として、熱線流速計からの信号を、サンプリング周波数 50 kHz でサンプリングする。このように取得された流速の生データ  $u_k$  ( $k=1, 2, \dots, 100$ ) をハードディスクに記録し、位相平均速度  $u$  および位相平均乱れ度  $Tu$  を以下の式で算出した。

$$u(x_{surf}, y; t_j) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N u_k(x_{surf}, y; t_j) \quad (1)$$

$$Tu(x_{surf}, y; t_j) = \frac{\sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^N (u_k(x_{surf}, y; t_j) - u(x_{surf}, y; t_j))^2}}{U_e(x_{surf})} \quad (2)$$

ここで  $U_e(x_{surf})$  は境界層外縁速度である。次に位相平均速度  $U$  を用い、後流の影響を受けて時間的に変化する位相平均した排除厚さ  $\delta_1$ ，運動量厚さ  $\delta_2$ ，エネルギー散逸厚さ  $\delta_3$  及び形状係数  $H_{12}$  を以下の式で求めた。

$$\delta_1(x_{surf}; t_j) = \int_0^{\delta(x_{surf}; t_j)} \left(1 - \frac{u(x_{surf}, y; t_j)}{U_e(x_{surf}; t_j)}\right) dy \quad (3)$$

$$\delta_2(x_{surf}; t_j) = \int_0^{\delta(x_{surf}; t_j)} \frac{u(x_{surf}, y; t_j)}{U_e(x_{surf}; t_j)} \left(1 - \frac{u(x_{surf}, y; t_j)}{U_e(x_{surf}; t_j)}\right) dy \quad (4)$$

$$\delta_3(x_{surf}; t_j) = \int_0^{\delta(x_{surf}; t_j)} \frac{u(x_{surf}, y; t_j)}{U_e(x_{surf}; t_j)} \left(1 - \left(\frac{u(x_{surf}, y; t_j)}{U_e(x_{surf}; t_j)}\right)^2\right) dy \quad (5)$$

$$H_{12}(x_{surf}; t_j) = \delta_1(x_{surf}; t_j) / \delta_2(x_{surf}; t_j) \quad (6)$$

ここで  $\delta(x_{surf}; t_j)$  は位相平均した瞬間的な境界層厚さで、高さ方向にトラバースしたときに最大流速となる点の高さと定義する。

## 2.3 試験条件

後流通過の影響を受ける平板翼まわりの非定常流れ場に関するパラメータは、入口速度に基づくレイノルズ数  $Re$  と、後流の影響を示すストローハル数（無次元周波数） $S$  である。

$$Re = \frac{U_{in} L}{\nu} \quad (7)$$

$$S = \frac{fL}{U_{in}} = \frac{mc}{60} \frac{L}{U_{in}} \quad (8)$$

ここで  $U_{in}$ ：入口速度 (= 20 m/s)， $L$ ：平板翼長さ (= 1.075 m)， $f$ ：後流通過周波数 (=  $1/T$ ， $T$ ：後流通過周

期),  $n$ :後流発生装置の回転数(=1200 rpm),  $n_c$ :円柱本数(=2),  $\nu$ :動粘性係数である。式(7), (8)より  $Re = 1.4 \times 10^6$ ,  $S = 2.15$  となる。なお, 本研究では図1に示す方向に後流発生装置の回転円盤を回転させる(Normal Rotationと呼ぶ)。これにより, 本試験装置では周期的後流とタービン翼負圧面上境界層との干渉に対応する状況を再現している。

2.4 静圧係数

図2は平板翼表面で計測した静圧係数  $C_p$  および, ポテンシャル流解析コード計算した静圧係数を示す。なお, 図2には, 今回の研究で参考にしたタービン翼表面上の静圧係数<sup>(2)</sup>も示す。ここで, 静圧係数  $C_p$  は次式で算出される。

$$C_p = \frac{p_0 - p}{\frac{1}{2} \rho U_{in}^2} = (U_e(x_{surf}) / U_{in})^2 \tag{9}$$

ここで,  $U_e(x_{surf})$  は表面圧力から求めた。平板翼面上での静圧係数はポテンシャル流解析結果とかなりよい一致を示しているが, 減速領域  $x_{surf}/L = 0.6$  以降から差異が顕在化している。これは, 加減速装置上での境界層成長による排除効果等が原因と考えられる。

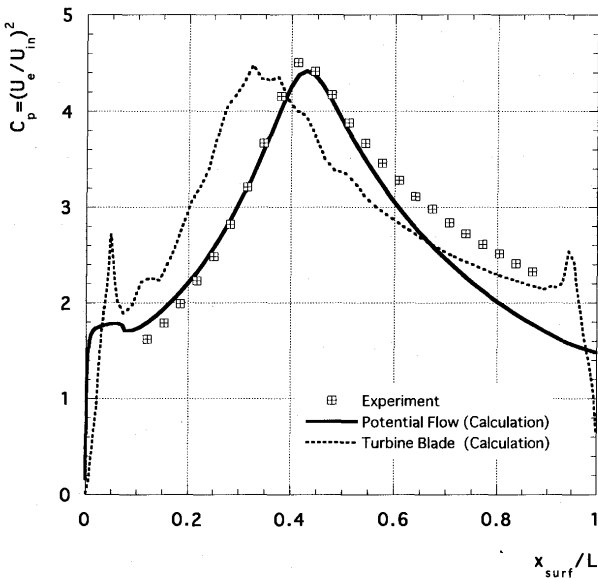


図2 平板翼面上圧力分布

表1 乱流格子

|                    | Grid1 | Grid2 | Grid3  |
|--------------------|-------|-------|--------|
| Wire Diameter(D)   | 0.8mm | 1.2mm | 1.9mm  |
| Mesh Width(M)      | 5.0mm | 9.0mm | 10.0mm |
| Degree of Openness | 0.71  | 0.75  | 0.66   |
| M/d                | 6.25  | 7.50  | 5.26   |
| Tu                 | 1.01% | 1.42% | 1.94%  |
| Le,ave             | 4.4mm | 4.6mm | 6.1mm  |

2.5 主流の減衰特性

2.5.1 格子乱流の特性

表1には, 本研究で用いた3種類の乱流格子の諸元及び得られた主流乱れ強さを示す。ここで, 表中の主流乱れ ( $Tu = \sqrt{\overline{u'^2}} / U_{in}$ ,  $\overline{u'^2}$  は熱線流速計で計測された変動速度の自乗平均値) は, 乱流格子から 250 mm 下流(平板翼前縁近傍)で計測された値である。また, 各乱流格子で得られた主流乱れ度の流れ方向への減衰状況から, 主流乱れの長さスケール  $Le$  の計測区間 ( $x_{surf}/L = 0.15 \sim 0.7$ ) での平均  $Le_{ave}$  を算出した。長さスケールは次式で評

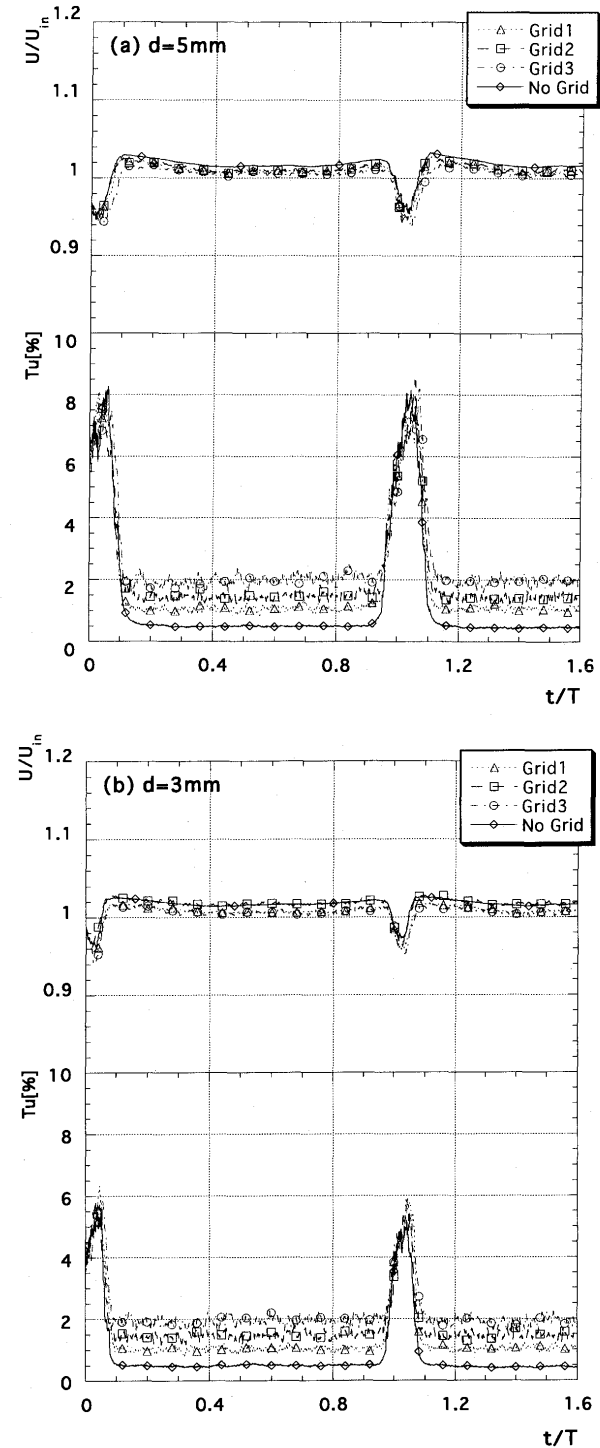


図3 移動円柱下流での速度及び乱れ度

値される<sup>(9)</sup>。

$$L_e = (\overline{u'^2})^{3/2} / \left( U_m \cdot \left( \overline{du'^2/dx} \right) \right) \quad (10)$$

なお、乱流格子を使用しない場合の主流乱れは0.6%である。

### 2.5.2 円柱後流の特性

今回の研究で使用した移動円柱の後流特性を、平板翼前縁から200 mm上流で計測し、それらのデータから位相平均速度と乱れ度を算出した。その結果を図3に示す。円柱径の増加と共に速度欠損および乱れ度のピーク値が増加し、速度および乱れ度波形における後流部の幅も増大する。また、乱流格子の違いにより、後流間の乱れ度も0.6%から2%へと増加する。しかし、速度欠損や乱れ度のピーク値は、主流乱れの影響をほとんど受けていない。

船崎ら<sup>(7),(8)</sup>は、後流内乱れ度分布で4%以上の乱れ度が持続する時間を後流持続時間 $\tau_w$ として定義した。その定義に基づく、円柱径 $d=5$  mm, 3 mmについて、それぞれ約 $\tau_w=4$  ms, 3 msである。

## 3. 実験結果

### 3.1 定常境界層計測

図4は、定常流における境界層内での時間平均乱れ度分布を基に、主流乱れが境界層遷移に与える効果を示している。主流乱れが小さいNo Gridの場合には、境界層内での乱れ度分布から、順圧力勾配の範囲( $x_{surf}/L < 0.45$ )では層流状態であり、逆圧力勾配域で壁面近傍での乱れ度のピークが生じ( $x_{surf}/L = 0.486$ )、急激に遷移が進行している。計測部入口での主流乱れが1%程度のGrid 1の場合、最上流計測点( $x_{surf}/L = 0.144$ )で既に乱れ度のピークが発生しているが、順圧力勾配の効果により遷移は抑制され、乱れ度の高い領域の高さ方向への成長は見られない。その後、No Gridの場合と同様に、逆圧力勾配領域で急激に遷移が進行している。供試部入口主流乱れが約1.5%及び2%であるGrid 2及びGrid 3の場合、最上流計測点で境界層遷移がある程度進んでいるため、順圧力勾配下でも境界層はかなり遷移が進んだ状態であると見なせる。

### 3.2 非定常境界層計測

#### 3.2.1 乱流格子を装着しない場合 ( $Tu=0.6\%$ )

図5の中央には、周期的後流通過の影響下において壁面近傍( $y=0.2$  mm)で計測した位相平均乱れ度の時間的・空間的变化(上: $d=5$  mm, 下: $d=3$  mm)を示す。ここで、 $2\% \leq Tu \leq 6\%$ までを等値線で、 $6\% \leq Tu \leq 10\%$ までをハッチング領域で表す。横軸は平板翼前縁からの無次元距離、縦軸は後流通過周期で無次元化した時間を表す。また、各図左側には上流側の加速領域の3カ所( $x_{surf}/L = 0.190, 0.324, 0.421$ )および右側には下流側の減速領域の3カ所( $x_{surf}/L = 0.514, 0.560, 0.653$ )で計測された乱れ度の時間的変化も示す。なお、時空間図上には流体粒子が平板上を主流速度の88%および50%で移動する軌跡を破線で示している。これらの速度は、乱流スポット前縁及び後縁の移動速度に対応している。図5の円柱径5 mmの場合及び3 mmの場合のいずれも、円柱後流により周期的に誘発された高乱れ度領域(Wake-Induced Turbulence zone, 以下WIT領域と記す)は、下流方向にその領域を広げていき、その挙動は単独の乱流スポットの成長過程とほぼ一致していることが、時空間図上での破線とWIT領域の前縁線・後縁線との一致で確認できる。このことは、WIT領域の実体が乱流スポットであり、それが後流通過にほぼ同期する形で出現していることを示しており、前報の報告<sup>(5)</sup>と同様、スポットの存在を示す位相平均処理前の生データの変動波形は、位相平均処理後の高乱れ度領域間とにわずかな時間差が認められたものの、ほぼ一致する事を確認している。

円柱径の違いは、実際のターボ機械内での動静翼間隔を変化させることに類似の効果を生むと考えられる。平板翼を用いた今回の試験結果では、図5中左側の波形の比較からわかるように、円柱径を変えることにより順圧力勾配下でのWIT領域の持続時間及び乱れ度の値に差異が現れている。全般的な印象としては両者の違いは大きくはないが、後述するように、損失の指標となるエネルギー散逸率で評価すると、円柱径の違いによる有意差が確認できる。

定常流計測の結果で確認されたように、逆圧力勾配下

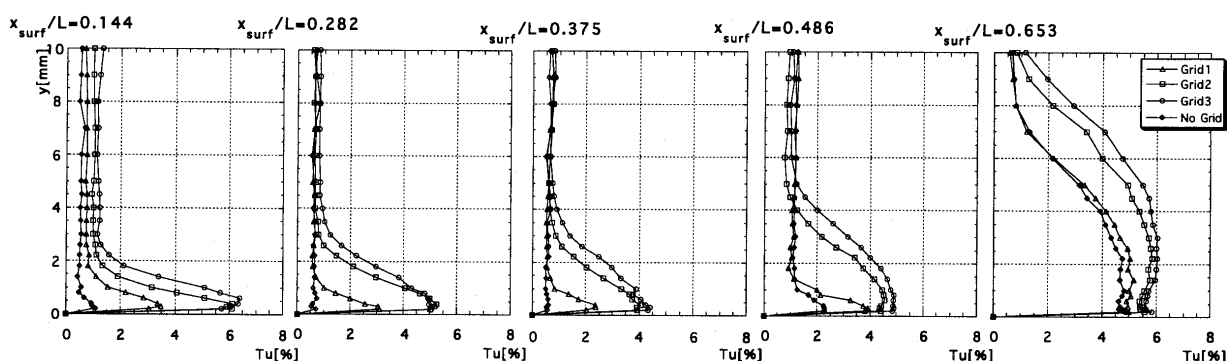


図4 定常流における境界層内乱れ度分布

の  $x_{surf}/L = 0.48$  付近から、WIT 領域間に別の高乱れ度領域が定常的に存在している。この高乱れ度領域は、逆圧力勾配における境界層の自然遷移に起因すると考えられる (Naturally Induced Turbulence zone, 以下 NIT 領域と記す)。NIT 領域は定常流計測 (3.1 節) で観測した遷移開始点とほぼ一致しており、その点では後流通過の影響は見られない。しかし、図 5 を詳細に見ると、WIT 領域が NIT 領域に干渉する時点 (図中の円  $A_1$  及び  $A_2$  で囲まれる付近) から、新たな高乱れ度領域が出現している。この領域は、逆圧力勾配場に進行した WIT 領域の前縁付近から現れているように見えるため、WIT 領域前縁部が逆圧力勾配の効果で活性化 (もしくは乱流スポットを誘発) した結果と推測できるが、WIT 領域と NIT 領域との干渉効果とも考えられ、更なる調査が必要である。また、一時的に乱れ度が低い領域 (図中の円  $B_1$  及び  $B_2$  で囲まれる付近または乱れ度の時間変化の  $C_1$  及び  $C_2$  の時点) が WIT 領域の通過後に現れている。これはカーム領域 (Calmed Region) の効果<sup>(1)(5)</sup> である。カーム領域の広がり程度の度は 5 mm の場合の方が円柱径が 3 mm の場合よりも若干大きい。

### 3.2.2 乱流格子を装着した場合

図 6 には、乱流格子 Grid 1 を装着した状態で壁面近傍 ( $y = 0.2$  mm) において計測した位相平均乱れ度の時間的空間的变化及び合計 7 か所の計測点における位相平均形状係数の時間の変化を示す。円柱直径は 5 mm である。なお、次式で定義される局所速度変動を算出し、図中に正の速度変動を有する領域に陰影を付けた。これにより、乱れ度だけでは把握が困難な高乱れ度下においても、後流通過や乱流スポット等の影響が識別可能になる。

$$u'(x_{surf}; t)/U_e = \left( u(x_{surf}; t) - \frac{1}{T} \int_0^T u(x_{surf}; t) dt \right) / U_e \quad (11)$$

Grid 1 の乱流格子の場合、計測部入口での主流乱れが 1.0% と相対的に低いこともあり、WIT 領域や NIT 領域の出現の様相には前述の乱流格子なしの場合と大きな差異は見られない。位相平均形状係数の時間の変化で見た場合、後流及びそれに付随して発生する乱流スポットの効果により境界層が乱流状態 ( $H_{12} \approx 1.4$ ) に達し、その後後流の影響の受けないレベルにまで回復している。また、乱流状態の持続時間は下流側にいくにつれ拡大して

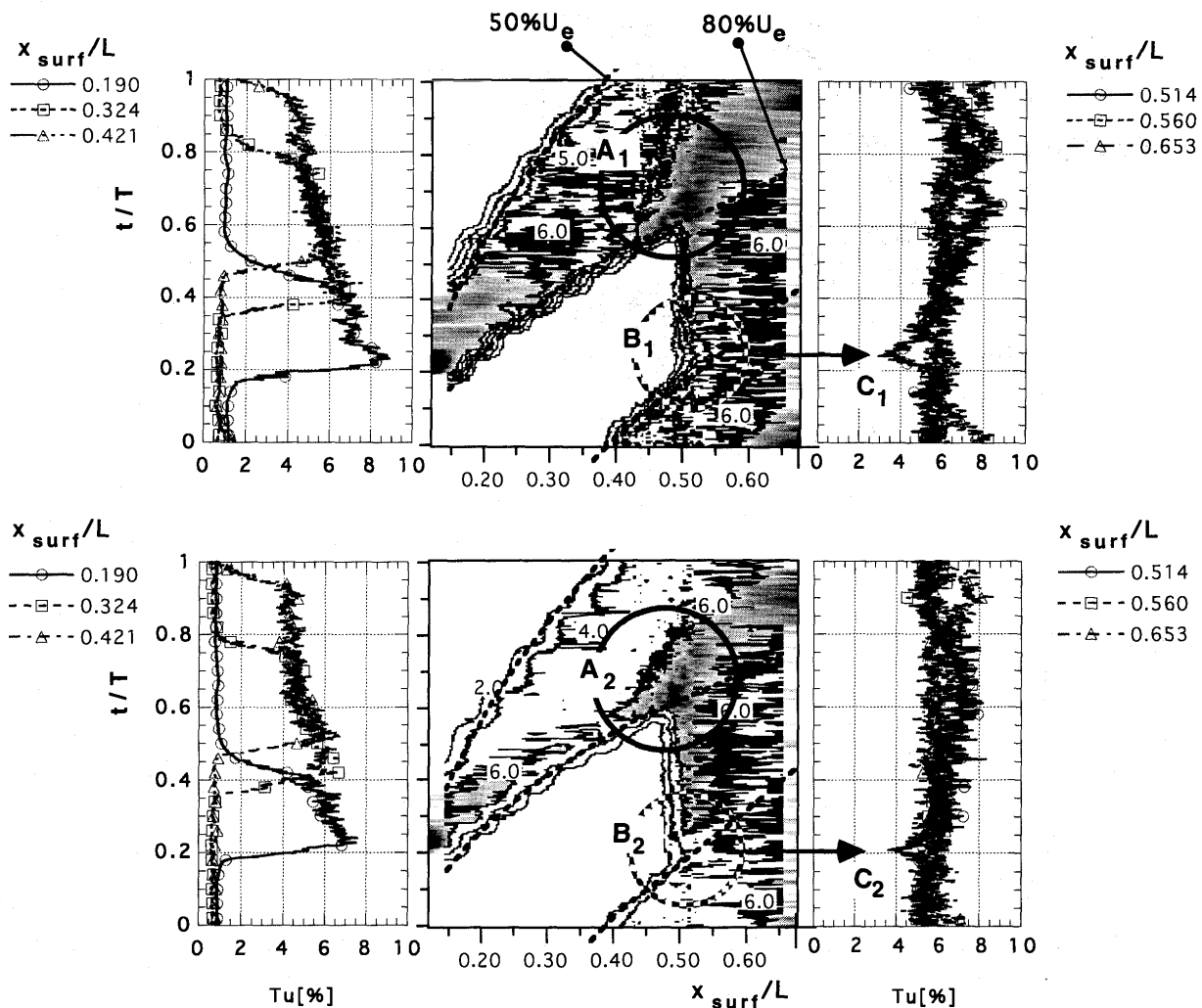


図5 主流乱れが小さい場合の周期的後流通過の影響を受ける壁面近傍乱れ度の時間的-空間的成長過程 (上:  $d = 5$  mm, 下:  $d = 3$  mm)

いる。また、計測点 10 及び 17 では、○で囲んだ箇所のように、カーム領域の効果によって形状係数が増加する瞬間も現れている。そして、さらに下流側に進むにつれ境界層遷移は急激に進行し、計測点 19 では後流通過の痕跡すら確認できなくなっている。

図 7 には、乱流格子 Grid 3 を装着した状態で壁面近傍 ( $y=0.2 \text{ mm}$ ) において計測した位相平均乱れ度の時間的・空間的变化及び合計 7 か所の計測点における位相平均形状係数の時間的変化を示す。形状係数を見ても明らかな通り、この場合の境界層は乱流状態へ遷移が進行しており、そのため計測点 10 では、後流通過の痕跡を僅かに確認できる程度であることから、この場合の境界層遷移は主流乱れが支配的な効果を有していると言える。ただし、詳細に時空間図及び形状係数を観測すると、くさび上に拡大する WIT 領域の存在を確認できる。また、計測点 2 及び 4 では形状係数が増加する瞬間も存在して

いる。このことは、ある程度境界層の遷移が進行した状態であっても、周期的後流の通過により乱流スポットが誘発されうることを示しているが、その場合の乱流スポットの発生機構や詳細な構造については不明な点が多く、今後の研究課題の一つである。

### 3.2.3 時間平均エネルギー散逸厚さ

図 8 に、後流通過周期間で平均したエネルギー散逸厚さの流れ方向への変化を、乱流格子なし Grid 2 及び Grid 3 を装着した場合のそれぞれについて示す。なお、エネルギー散逸厚さは、境界層内で発生した空力的損失の大きさを表す指標の一つと見なすことができる。主流乱れが 0.6% (No Grid) の場合、順圧力勾配下でのエネルギー散逸厚さは、直径 5 mm の円柱からの後流通過の影響を受ける場合が、直径 3 mm の円柱後流の影響を受ける場合よりも若干大きい。後流通過時間の差異の影響が関係していると思われる。逆圧力勾配下 ( $x_{surf}/L > 0.45$ ) で

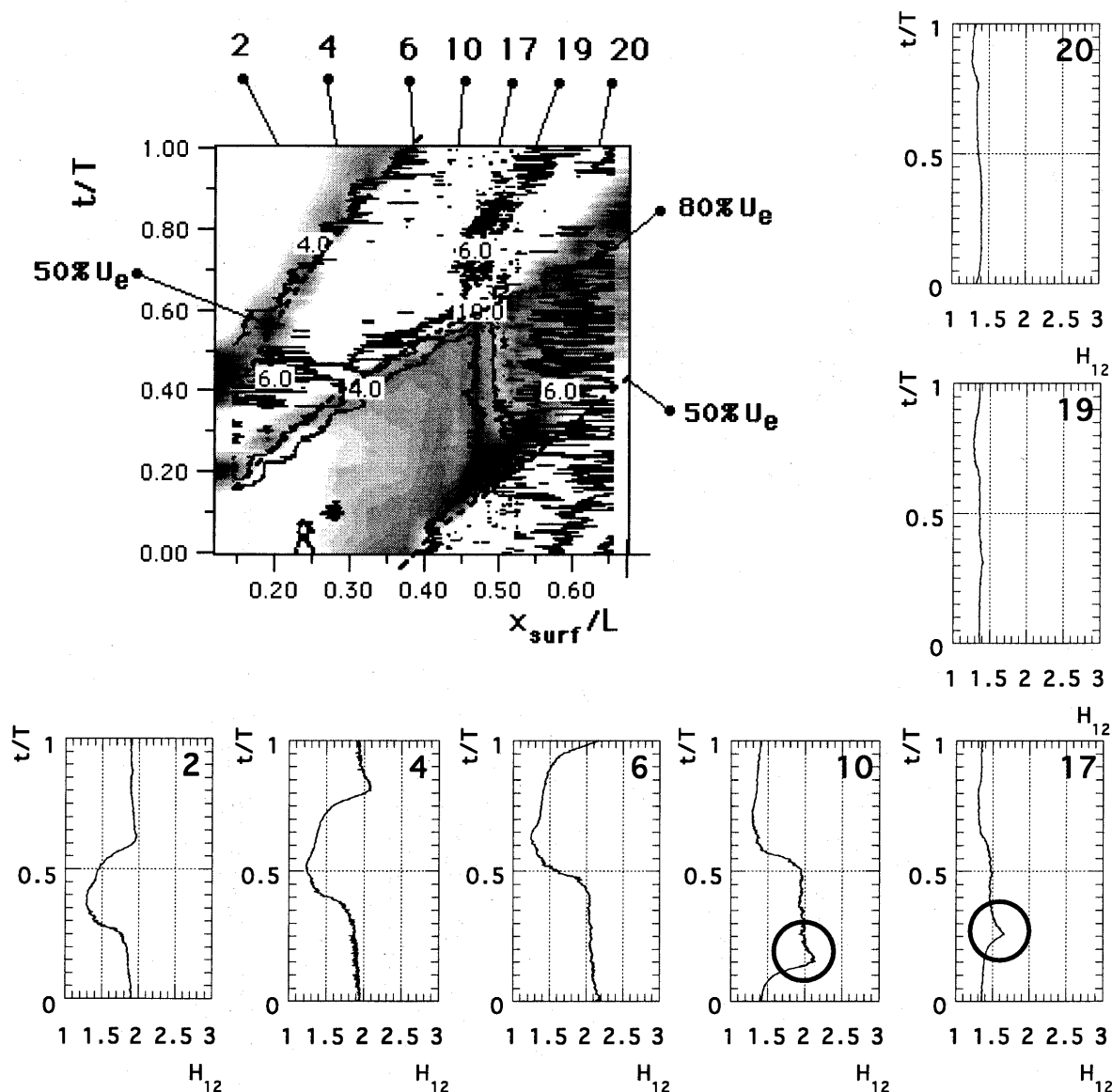


図 6 入口主流乱れが 1.0% (Grid 1) の場合の周期的後流通過の影響を受ける壁面近傍乱れ度、速度変動及び位相平均形状係数 ( $d = 5 \text{ mm}$ )

はエネルギー散逸厚さは急激に増加している。このときには、円柱径の違いによる厚みへの影響はほとんど見られない。後流の影響を受けない場合のエネルギー散逸厚さは、後流通過の影響を受けた場合の厚みよりも小さく、その差は逆圧力勾配下で明瞭に観測されている。一方、主流乱れが約 1.5% (Grid 2) の場合、境界層遷移過程は主流乱れが支配的な影響力を有し、平均エネルギー散逸厚さは、順圧力勾配領域を除き後流通過の有無に関わらず 3 つのデータ群はほぼ一致している。この傾向は、主流乱れが約 2% の Grid 3 の場合により顕著である。以上のことから、主流乱れによって境界層遷移過程が決定されていることがわかる。また、エネルギー厚さの流れ方向への増加率を見た場合、主流乱れが小さい No grid の場合には、順圧力勾配の効果により、厚みの増加の割合は抑制される傾向にあるが、主流乱れが大きくなるにつれて、順圧力勾配下でも厚みの増加傾向が確認できる。

#### 4. 結 言

周期的後流による境界層バイパス遷移過程に対する主流乱れ度増加の効果、熱線プローブによる詳細な速度計測を通じて明らかにした。順圧力勾配領域で後流通過により誘発された乱流スポットは、下流方向にその領域を広げるが、主流乱れの増加に伴う効果で、その傾向は相対的に低下する。そして逆圧力勾配領域では、後流通過に加えて後流間で乱流スポットが発達する。得られた知見をまとめると、以下ようになる。

- (1) 主流乱れが小さい場合、後流通過により誘発された高乱れ度領域を時空間図で表現し、その前縁部、後縁部の移動速度を調べた。その結果、それらの移動速度は単独の乱流スポットの移動速度とほぼ一致した。このことから、高乱れ度領域の実体は、後流通過に同期して生じた乱流スポットと考えることができる。
- (2) 後流発生用円柱の直径の違い、即ち、後流特性の違い

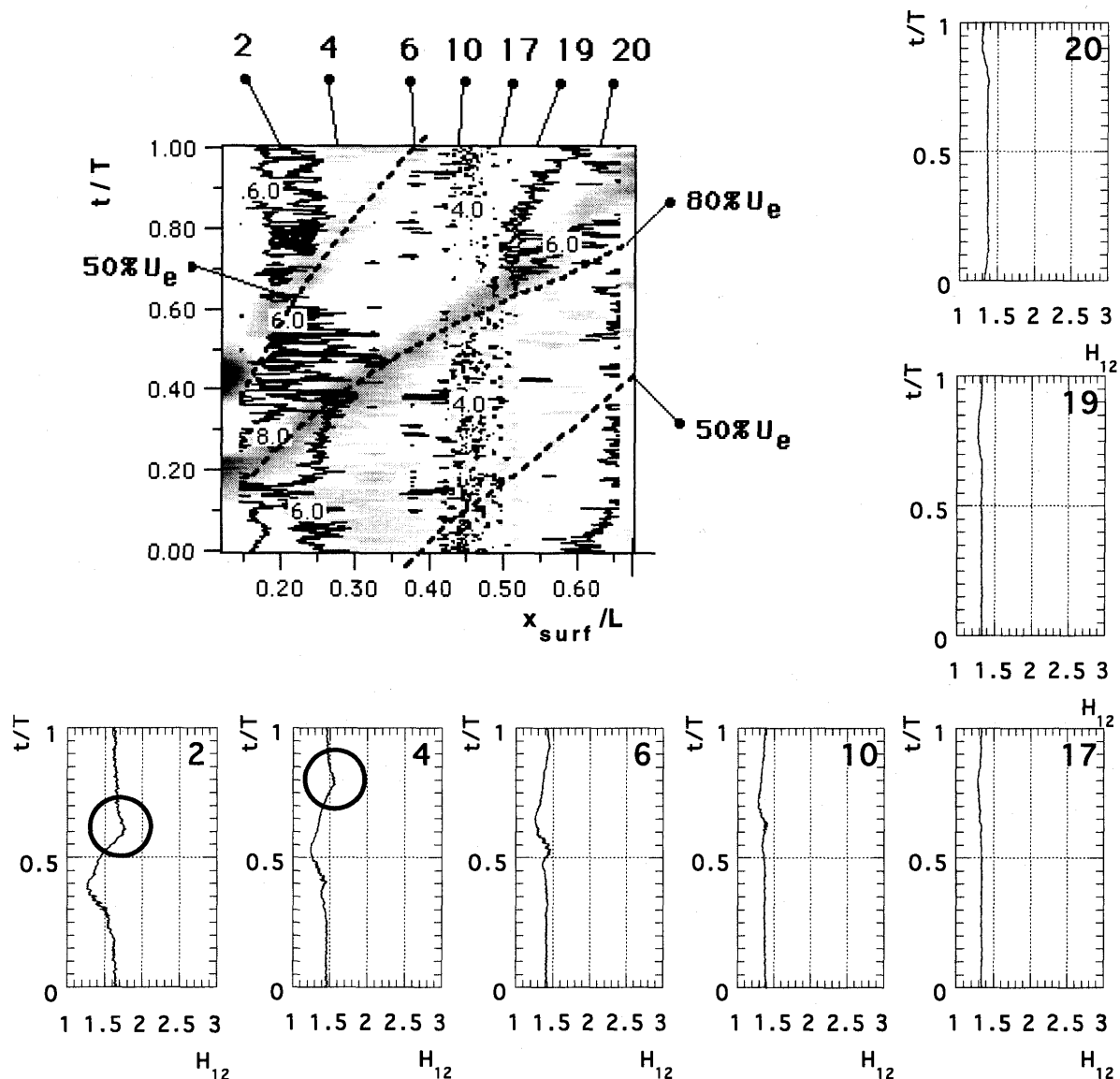


図7 入口主流乱れが 1.9% (Grid 3) の場合の周期的後流通過の影響を受ける境界層内乱れ度、速度変動及び位相平均形状係数 ( $d = 5 \text{ mm}$ )

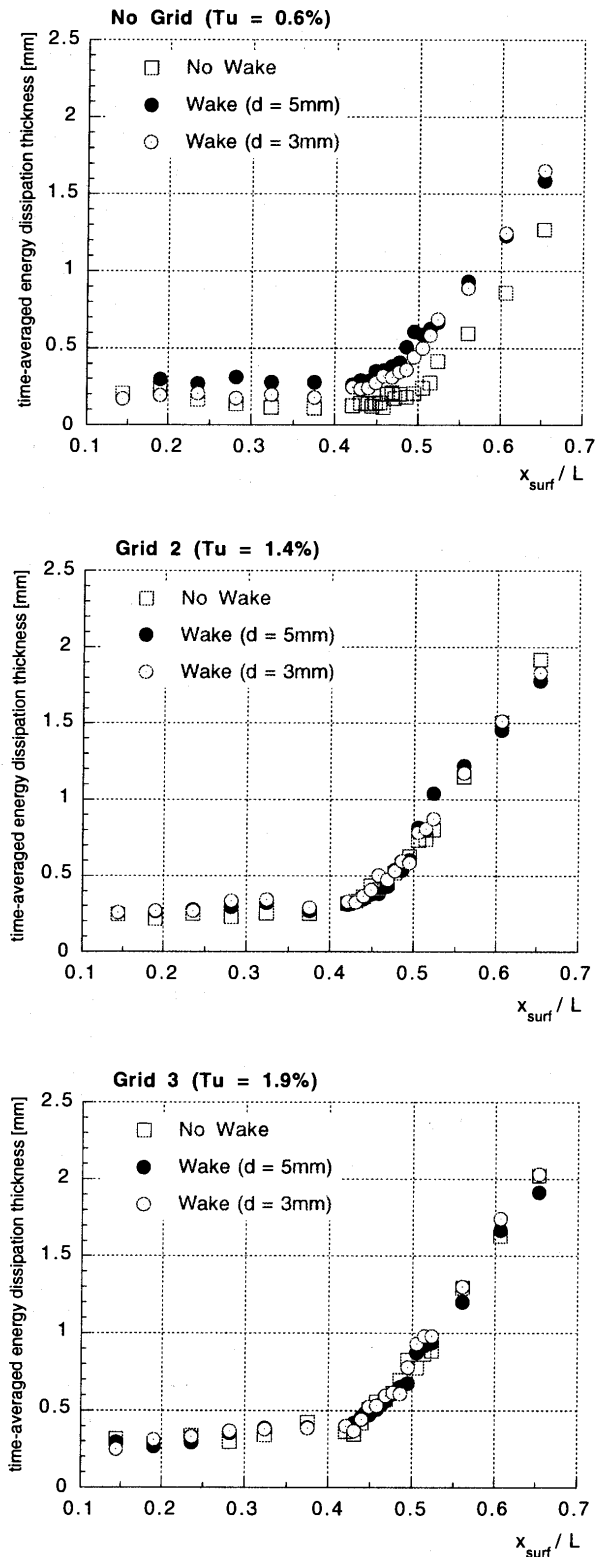


図8 時間平均エネルギー散逸厚さに与える主流乱れの効果  
(上: No Grid, 中: Grid 2, 下: Grid 3)

いによるバイパス遷移過程への影響の差異は、低主流乱れの時に比較的顕著に現れた。その差異は主流乱れの増加とともに小さくなっていく。

- (3) 定常流中の逆圧力勾配領域で確認された急激な遷移現象は、後流通過の影響を受ける場合でも、定常流とほぼ同じように後流が誘発した高乱れ度領域の間で発生しており、後流通過が定常的遷移現象に与える影響は全体としては小さい。ただし、後流通過により一時的に乱れ度が抑制される領域(カーム領域)が現れ、主流乱れの効果が比較的小さい場合(1%程度)の場合も同様にカーム領域が現れた。カーム領域は円柱径の大きさにも依存し、形状係数でもその傾向が確認された。
- (4) 主流乱れ度の増加とともに後流通過によるバイパス遷移への影響力は相対的に低下し、主流乱れがバイパス遷移過程において支配的な影響因子になる。ただし、乱れ度の時空間図を詳細にみると、主流乱れが高い場合でも周期的後流の通過により乱流スポットが誘発されていることがわかった。

## 謝 辞

本研究で使用した装置の製作に当たっては、岩手大学工学部機械工学科齊藤二三技術職員、工作センター佐々木圭一技術職員にご尽力いただいた。ここに感謝の意を表す。

## 参考文献

- (1) Halstead, D. E., et al, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 119, 1997, pp. 114-127
- (2) 船崎, 手塚, 田沼, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 27, No. 3, 1999, pp. 177-185
- (3) Addison, J. S., Hodson, H. P., Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 112, 1990, pp. 206-214.
- (4) Schulte, V., Hodson, H. P., AIAA 94-2931, 1994
- (5) Funazaki, K., Koyabu, E., Trans. ASME, J. Turbomachinery Vol. 121, pp. 333-340, 1999
- (6) Funazaki, K., Yokota, M., Yamawaki, S., Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 119, 1997, pp. 292-301
- (7) 船崎, 山下, 山脇, 渡邊, 機論(B編), 61-581, 1995, pp. 267-274
- (8) 船崎, 目黒, 山脇, 山下, 機論(B編), 59-558, 1993, pp. 41-49
- (9) Hancock, P. E., Bradshaw, P., ASME J. Fluid Engineering, Vol. 105, 1983, pp. 284-289

# 高圧力過給機の開発時における強度評価 (第2報 翼振動に及ぼすタービンスクロールの影響)

## Strength Evaluation to develop the High Pressure Turbocharger (2nd report, Influence of Turbine Scroll on Blade vibration)

岩城 史典<sup>\*1</sup>  
IWAKI Fuminori

三堀 健<sup>\*1</sup>  
MITSUBORI Ken

田口 英俊<sup>\*1</sup>  
TAGUCHI Hidetoshi

知野 千年<sup>\*1</sup>  
CHINO Chitoshi

小幡 正一<sup>\*2</sup>  
OBATA Masakazu

### Abstract

It is necessary to apply a turbocharger with higher pressure and more volume flow rate to improve the output of diesel engines. Such a turbocharger will be expected to use for the diesel engines in the near future. One of the important technologies to design the turbocharger is the accurate evaluation of the strength for turbine blades at the resonance operating condition, because the failure of the blades occurs a serious accident in the market. To evaluate the blade strength at resonance operation, we have estimate an order of stimulus values through blade vibration testes as presented in the former report (4). In this paper, we describe the result of blade vibration measurements that were performed to clarify the influence of turbine scroll casing on the blade vibration. The acquired results will be contributed to an accurate evaluation of the resonance stress for newly designed turbine blades.

### 1. 緒言

近年のディーゼルエンジンの高出力化にともない、過給機はより高い圧力比と空気量の増大が求められていくものと考えられる。石川島播磨重工業株式会社ではこうした状況を踏まえて高圧力比・大空気流量過給機の開発に着手した。ここで、過給機的设计上、特に重要となるのは市場での損傷率が比較的高い動翼的设计である。従来と同等の大きさの過給機で比較した場合、ロータをこれまで以上に高速回転させる必要があるため、これによる遠心力等の増大により、タービン動翼は強度的にますます厳しくなる。こうした過酷な作動条件の中で、タービン動翼がウェーク、偏流等の影響により長い時間共振させられると破損する危険性がある。

動翼の寿命は、一般に動翼にかかる遠心応力と振動応力により推定される。遠心応力については有限要素法等による数値計算により算定することができるが、振動応力は、共振時における動翼の励振率(式(1)参照)の値が必ずしも明確になっていないため、その予測は難しい。励振率の測定は過給機が高回転になる程、回転体に装着

したセンサーの損傷及び軸振動の問題等が発生するため、従来より僅かなデータが取得されているのみである<sup>(1)~(3)</sup>。

そこで、本研究の第1報<sup>(4)</sup>では、開発中の過給機を試験機として用い、コンプレッサ動翼及びタービン動翼について、共振時における翼振動および減衰率を計測すると共に、励振率が算定できることを示した。

本報では、さらに、タービン動翼について2種類のタービンケーシングを適用してタービンスクロール部の大きさ、コンプレッサ作動点等をパラメータとして共振時における励振率のオーダーを算定し検討することとした。

### 2. 供試過給機

#### 2.1 過給機の構造

図1に開発中の過給機の断面図を示す。回転部は、タービンとコンプレッサから成り、軸方向荷重はスラストベアリングにより支えられ、径方向荷重は2個のジャーナルベアリング(フローティングベアリング)により支えられており、軸受間距離は65mmで軸長さは294.5mmである。フローティングベアリングの形状は、その内周を3円弧形状に加工しており真円形状と比べて振動的に安定するという特徴をもっている。

タービン動翼は、ニッケル系材料の精密鑄造により成

原稿受付 2001年9月12日

\*1 石川島播磨重工業株式会社

〒135-8731 東京都江東区豊洲2-1-1

\*2 金沢工業大学

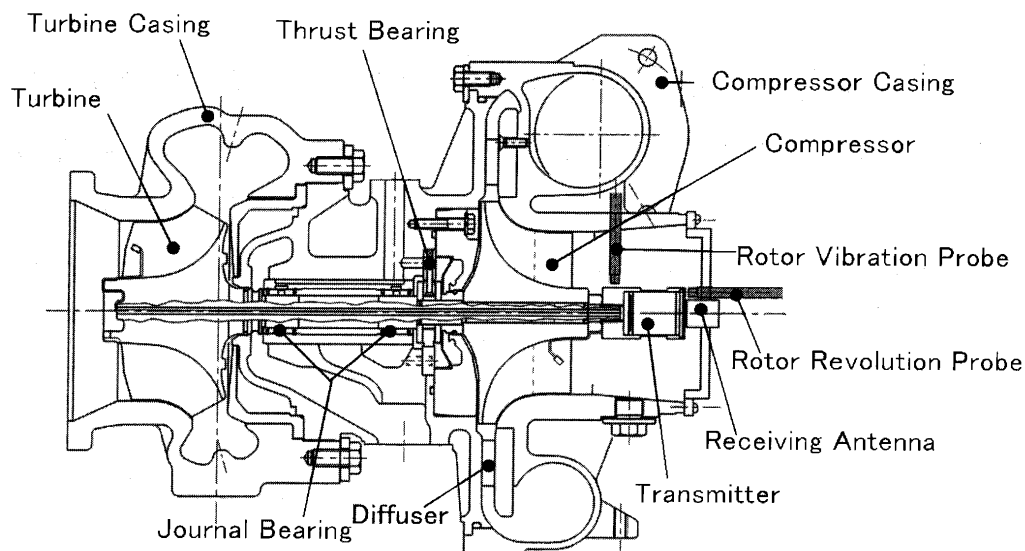


図1 過給機組立断面図

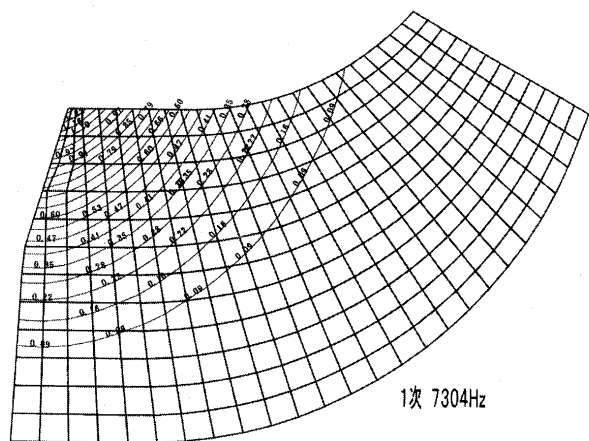


図2 動翼1次固有振動数解析結果

形されたもので、12枚の翼から成り、その入口外径は $\phi 124.8\text{ mm}$ である。

## 2.2 タービン動翼の固有振動数解析

タービン動翼における翼の1次振動モードの解析結果の一例を図2に示す。解析の結果、固有振動数は、7304 Hzであり設計的には過給機の最高回転数において回転5次を回避できるようにした。

## 3. タービン翼振動試験

### 3.1 計測方法

歪ゲージ貼付位置は、動翼表面を600個に要素分割して境界要素法による数値解析を行い、解析した全ての要素の中から最大または最小主応力の絶対値が最大となる要素を求め、その要素の主応力方向に貼付けた。使用した歪ゲージは約2.5 mm長の高温用120  $\Omega$ の歪ゲージである。また、タービン翼振動計測における歪ゲージは高温で高い遠心力を受けるので、溶射コーティングにより歪ゲージを貼付け、ゲージの損傷を防止するため歪ゲージの周りを金属箔膜で覆った。歪ゲージのリード線は回

表1 タービンケーシングの概略

| タービンケーシング | A/R比 | 燃焼ガス流量比 ※1 |
|-----------|------|------------|
| Type-A    | 1.00 | 1.00       |
| Type-B    | 1.12 | 1.04       |

※1 回転6次における実測比

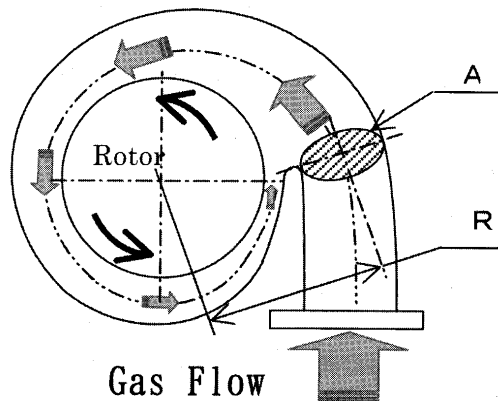


図3 タービンケーシング概略図

転軸の中心に $\phi 2.5\text{ mm}$ で加工した貫通穴を通して、コンプレッサ側の軸端に取付けたテレメータに配線した。

翼振動の計測には、外径 $\phi 25\text{ mm}$ 、質量17 gのテレメータを使用し、回転数は軸方向に装着した光センサーにより計測した。なお、テレメータの最大応答周波数は30 kHzである。

### 3.2 試験方法

振動応力の計測は、2種類の大きさが異なるタービンケーシングを用いて行った。表1にその概略を記す。ここで、AおよびRの値は、図3に示すように、それぞれスクロール部最小断面積、タービン軸中心からスクロール部最小断面積までの距離である。

タービンケーシング Type-A についての振動応力計測は、歪ゲージの耐久性を考慮して回転次数の低い回転

7次および最高回転数を越えない回転6次について行った。計測回数は、回転7次については1回のみ、回転6次については2回とした。計測時のコンプレッサ作動点は、コンプレッサ性能曲線上の中間点近傍で行い、タービン入口温度(TIT)は450℃一定とした。

タービンケーシング Type-B についての振動応力計測は同様に、回転7次および回転6次について行った。回転6次についてはTITを450℃一定とし、コンプレッサ作動点をサージ点近傍、中間点近傍およびチョーク点近傍で行い、また、中間点近傍の下ではTITを525℃、450℃および375℃の場合について計測した。

### 3.3 タービン翼振動計測結果

図4および図5は、それぞれタービンケーシング Type-A および Type-B についての翼振動計測結果をキャンベル線図上で比較したものである。

また、表2および表3は計測した振動応力の計測値について示したものである。回転N次の振動応力は、次数が低くなる程、高い振動応力が発生していることがわかる。Type-Bにおける回転6次の振動応力については、表3の結果から分かるように、コンプレッサ作動点をサージ点近傍、中間点近傍およびチョーク点近傍に変えても振動応力に大差は生じなかった。しかし、TITを

表2 Type-A 振動応力計測結果<sup>※1</sup>

| 回転次数 | 作動点  | 計測回数 | 最大振動応力比 <sup>※1</sup> |
|------|------|------|-----------------------|
| 7次   | 中間近傍 | 1回目  | 0.46                  |
| 6次   | 中間近傍 | 1回目  | 1.21                  |
|      |      | 2回目  | 1.20                  |

※1 表の値は最大振動応力比を示し、Type-BのTITが450℃における中間点近傍の応力を"1.00"とした場合の応力比を示す。

表3 Type-B 振動応力計測結果<sup>※1</sup>

| 回転次数 | サージ近傍  |      |     | 中間近傍   |      |      | チョーク近傍 |      |     |
|------|--------|------|-----|--------|------|------|--------|------|-----|
|      | TIT(℃) |      |     | TIT(℃) |      |      | TIT(℃) |      |     |
|      | 375    | 450  | 525 | 375    | 450  | 525  | 375    | 450  | 525 |
| 7次   | —      | —    | —   | —      | 0.34 | —    | —      | —    | —   |
| 6次   | —      | 1.01 | —   | 0.80   | 1.00 | 1.08 | —      | 0.99 | —   |

※1 表の値は最大振動応力比を示し、Type-BのTITが450℃における中間点近傍の応力を"1.00"とした場合の応力比を示す。

375℃、450℃および525℃に変えた場合は、傾向的にTITが高い程、振動応力も高くなる傾向を示した。

## 4. タービン動翼の共振時減衰率の測定結果および励振率の算定

一般に翼の振動応力は次の関係式から求めることができる<sup>(1),(3)</sup>。

$$\sigma_v = \frac{\pi}{\delta} \cdot H_n \cdot S_n \cdot \sigma_{bs} \quad (1)$$

ここで、 $\sigma_v$ 、 $\delta$ 、 $H_n$ 、 $S_n$ 、 $\sigma_{bs}$ は、それぞれ振動応力、対数減衰率、共振応答係数、励振率、平均曲げ応力である。

ここでは、各翼の対数減衰率 $\delta$ を測定し、共振応答係数 $H_n$ を計算し、振動応力の計測結果を用いて式(1)により励振率 $S_n$ を算定した。

### 4.1 減衰率の測定結果

減衰率 $\delta$ の値は、動翼の共振点前後における振幅 $A$ を非常に短い周波数間隔で計測し、最大振幅 $A_{peak}$ との比、すなわち相対振幅 $A/A_{peak}$ と周波数 $f$ との関係から、次式のハーフパワー法によって求めた<sup>(4)~(6)</sup>。

$$\delta = \pi \cdot \frac{\Delta f}{f} \quad (2)$$

ここで、 $\Delta f$ は相対振幅が $1/\sqrt{2}$ となる時の振幅波形の幅(Hz)で、 $f$ は $A_{peak}$ となる時の周波数(Hz)である。タービンケーシングを変えた場合のタービン動翼に対する減衰率 $\delta$ の計測結果をまとめて図6および図7に示す。

### 4.2 共振応答係数の計算

共振応答係数 $H_n$ は、次の関係式から求めることができる<sup>(3)</sup>。

$$H_n = \frac{2 \cdot u_n''(0) \cdot \int_0^1 u_n(\xi) d\xi}{\int_0^1 \zeta \cdot (u_n''(\xi))^2 d\xi} \quad (3)$$

$$\text{ただし、} u_n(\xi) = \frac{Y(\xi)}{q_0}, \quad \xi = \frac{x}{L}$$

ここで、 $q_0$ 、 $Y(\xi)$ 、 $\zeta$ 、 $x$ 、 $L$ は、それぞれ動翼自由

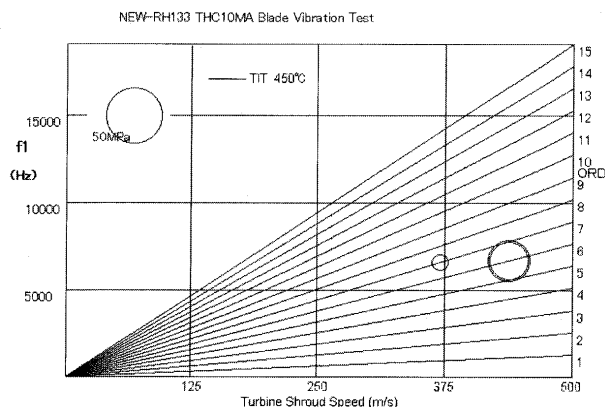


図4 タービンケーシング Type-A 翼振動計測結果 (キャンベル線図上の比較)

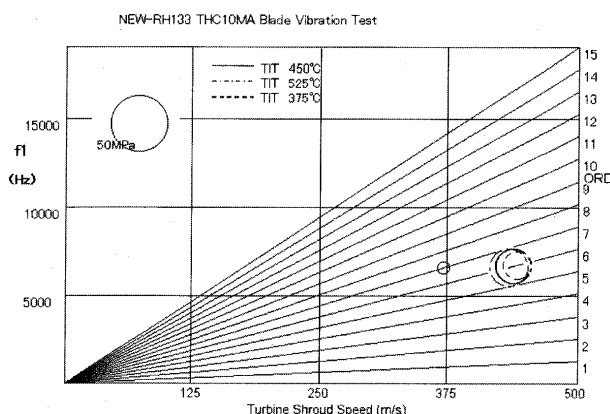


図5 タービンケーシング Type-B 翼振動計測結果 (キャンベル線図上の比較)

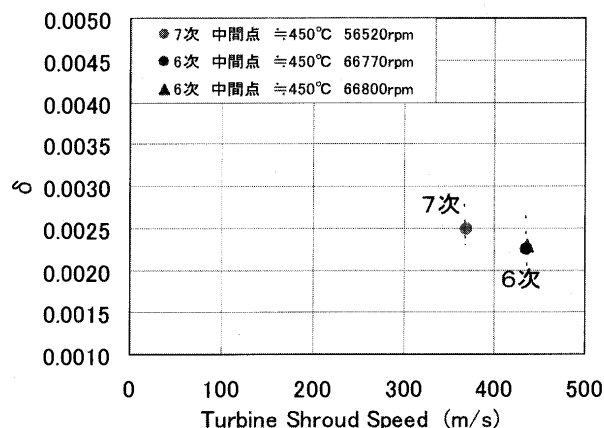


図6 タービン動翼の減衰率 (Type-A)

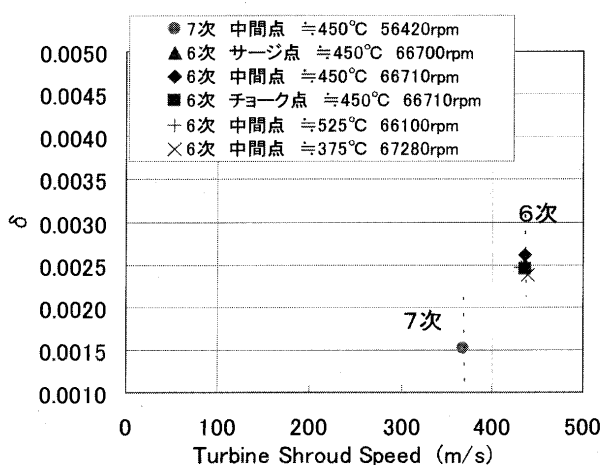


図7 タービン動翼の減衰率 (Type-B)

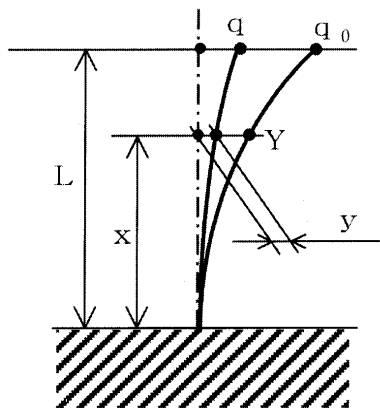


図8 振動の概略図

端の動的最大たわみ, 無次元距離  $\xi$  の動的最大たわみ, 動翼自由端と固定端の慣性モーメントの比, 任意の距離, 動翼の長さである (図8参照)。式(3)中の値は, 以下の解析で求めた。

まず, 一様な棒の自由振動の運動方程式は, 次式のように表すことができる。

$$EI \frac{d^4 y}{dx^4} + \mu \frac{d^2 y}{dt^2} = 0 \quad (4)$$

ここで,  $E$ ,  $I$ ,  $\mu$ ,  $t$  は, それぞれ縦弾性係数, 断面

二次モーメント, 単位長当たりの質量, 時刻である。

式(4)の一般解を

$$y(x, t) = Y(x) \cdot \sin(pt + \phi) \quad (5)$$

とし, 片持梁の境界条件で解くと, 次式が得られる。

$$u_n(\xi) = \{ B_n (\sin \beta L \xi - \sinh \beta L \xi) + A_n (\cos \beta L \xi - \cosh \beta L \xi) \} \quad (6)$$

$$\text{ただし, } \beta = \frac{\mu p^2}{EI}, \quad A_n = \frac{\cos \beta L + \cosh \beta L}{\sin \beta L - \sinh \beta L},$$

$$B_n = \frac{\sin \beta L - \sinh \beta L}{-2 \cdot \sin \beta L \cdot \sinh \beta L}$$

式(5)および式(6)中の  $p$ ,  $\phi$  は, それぞれ振動数, 位相角である。

したがって, 式(3)中の  $u_n(\xi)$  に関する微分項および積分項は式(6)より以下になる。

$$u_n''(0) = -2 \cdot B_n \cdot (\beta L)^2 \cdot A_n \quad (7)$$

$$\int_0^1 u_n(\xi) d\xi = \frac{B_n}{\beta L} \{ (-\cos \beta L - \cosh \beta L) + A_n (\sin \beta L - \sinh \beta L) + 2 \} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \int_0^1 \zeta \cdot (u_n''(\xi))^2 d\xi = & (\beta L)^4 \cdot B_n^2 \left\{ \frac{\sinh 2\beta L - \sin 2\beta L}{4\beta L} \right. \\ & + \frac{\sin \beta L \cdot \cosh \beta L - \cos \beta L \cdot \sinh \beta L}{\beta L} \\ & + A_n^2 \left( 1 + \frac{\sin 2\beta L + \sinh 2\beta L}{4\beta L} \right. \\ & + \frac{\sin \beta L \cdot \cosh \beta L + \cos \beta L \cdot \sinh \beta L}{\beta L} \\ & \left. \left. + 2A_n \left( \frac{\cosh 2\beta L - \cos 2\beta L}{4\beta L} + \frac{\sin \beta L \cdot \sinh \beta L}{\beta L} \right) \right) \right\} \quad (9) \end{aligned}$$

式(7), 式(8)および式(9)を式(3)に代入すると, 共振応答係数  $H_n$  は 0.891 と求められる。なお, 振動1次モードの場合,  $\beta L$  の値は 1.875 になる。

### 4.3 励振率の算定

式(1)中の曲げ応力の値は, 過給機の作動条件から, タービン動翼全数にかかるトルクを求め, 動翼1枚あたりの平均応力  $\sigma_{bs}$  として計算した。図9および図10にタービン動翼の周速に対する励振率  $S_n$  の算定結果を示す。タービンケーシング Type-A および Type-B について回転次数ごとに励振率  $S_n$  を比べると, 回転7次および回転6次共に A/R 比の小さい Type-A の方が大きな値を取っていることがわかる。

また, タービンケーシング Type-B の回転6次において行った TIT (375°C, 450°C および 525°C) をパラメータとした試験では, TIT の変化による励振率  $S_n$  の値に明確な相違はみられなかった。さらに, コンプレッサ作動点 (サージ近傍, 中間近傍およびチョーク近傍) をパラメータにした試験でも, 励振率  $S_n$  に明確な相違はみられなかった。

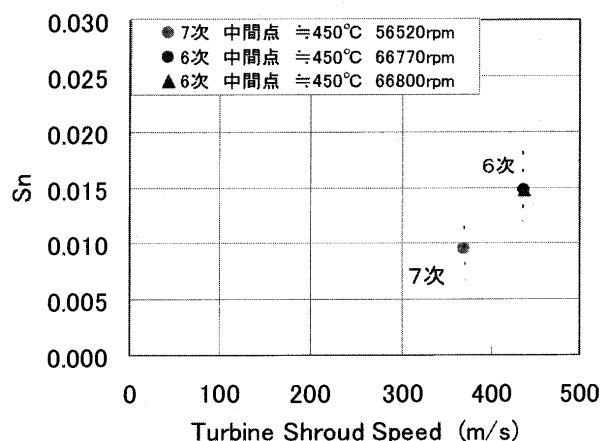


図9 タービン動翼の励振率 (Type-A)

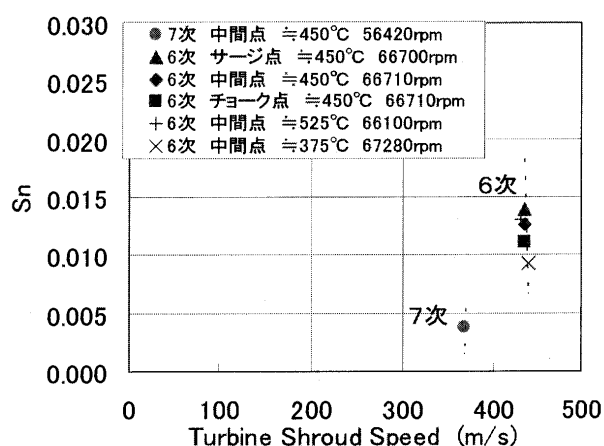


図10 タービン動翼の励振率 (Type-B)

次のとき0.0037, 回転6次のとき0.0093~0.0139となった。これにより, タービンケーシングのA/R比の小さい方が, 励振率は大きくなることが明らかとなった。

- (3) タービン動翼の振動応力の値は, 最大振動応力比で比較すると, タービンケーシング Type-A では回転7次のとき0.46, 回転6次のとき1.21および1.20となった。Type-Bでは回転7次のとき0.34, 回転6次のとき0.80~1.01となった。これにより, 励振率の傾向と同様にタービンケーシングのA/R比の小さい方が, 振動応力は大きくなることが明らかとなった。
- (4) また, タービンケーシング Type-Bの回転6次において行ったTITをパラメータとした試験では, TITが高いほど振動応力は大きくなるが, 励振率について明確な相違はみられなかった。さらに, コンプレッサ作動点(サージ近傍, 中間近傍, チョーク近傍)をパラメータにした試験でも, 振動応力および励振率共に作動点の違いによる明確な相違はみられなかった。
- (5) タービンケーシングの大きさの違いによるタービン動翼の減衰率および励振率の値を把握することができた。したがって, 過給機の運転条件およびタービンケーシングの大きさを定めることにより, (1)式を用いて振動応力の予測向上を図ることができる。

## 参考文献

- (1) Prohl, M. A., Trans. ASME, 80-1 (1958), 169-180.
- (2) Weaver, F. L., Prohl, M. A., Trans. ASME, 80-1 (1958), 181-194.
- (3) Naguib, M. M., Eidgenoessische Technische Hochschule (Zurich), Report No. 9 (1965), 117.
- (4) 岩城史典, ほか4名(2001), 日本ガスタービン学会誌, 29-3, 70-76.
- (5) 田中重穂, 岡田幸正, 機論(第1部), 44-381(1978), 1522-1533.
- (6) Hanson, M. P., Meyer, A. J., Manson, S. S., Annual Meeting of the Society for Experimental Stress Analysis in New York N. Y., 10-2 (1950), 103-115.

## 5. まとめ

今回, 試験した高圧力大空気流量過給機におけるタービン動翼の共振時翼振動および減衰率をタービンケーシングの大きさをパラメータとして計測し, 周速と励振率との関係を調べた。

- (1) タービン動翼の減衰率の値は, タービンケーシング Type-A の場合では0.0022~0.0025となり, Type-Bの場合では0.0015~0.0026となった。
- (2) タービン動翼の励振率の値は, タービンケーシング Type-A では回転7次のとき0.0095, 回転6次のとき0.0147となった。Type-Bでは回転7



## 世界最初の技術書 周礼考工記

高原 北雄<sup>\*1</sup>

TAKAHARA Kitao

私達のガスタービン学会の会員はガスタービンが何時ごろどのようにして開発されたかには大変興味があるだろう。私はある時物造りについて一番古い書物は何だろうかと気になりだした。その頃、東洋文化史の先生から中国の周時代(紀元前 1100~200 年ごろ)の「周礼」の中に世界最初の技術書「周礼考工記」があると伺った。中国に関心のある方は良くご存知だが、私はこの「周礼」をよく知らなかった。どうしても読みたいと思い、稲城市立図書館から、「周礼通釈」(秀英出版・本田二郎著・昭和 54 年刊)が都立中央図書館にあることが判り、取り寄せてもらい読んだ。また京都に行った折、府立総合資料館で吉田光那氏の「周礼考工記の一考察」を読んだが大変面白かった。

考工記が書かれた時代にはまだ紙は考案されておらず木簡や竹簡に書かれていた。この周礼は中国や我が国の学者も考察され、多くの論文や解説書もあり時代考証にも個人差があるようだ。著名な郭沫若氏は周の末期(紀元前 2 唐世紀)に書かれたと考えられた。丁度、日本はまだ縄文後期・弥生前期の頃であった。元青山学院大学の副学長であった三輪修三教授は原書を読まれ、日本機械学会のテクノライフ選書「ものがたり機械工学史」の中に次のように書いておられる。「中国儒学の古典の一つに『周礼』という本がある。儒教が理想とする古代王朝、周の制度を記したもので、最近の学説では戦国時代末期(紀元前 3 世紀)のものと考えられている。編集者はわからない。この本は 6 巻からなり最後の 1 篇が考工記である。これは考工室という工作専門の官庁に伝わっていたものとされる」とある。私が読んだ「周礼通釈」には漢文で書かれた本文の他に書き下し文、語訳、通釈、鄭注(詳細な注)に区分して詳細に記されているので比較的読みやすい。

この考工記には 30 の専門技術集団が記されており、それぞれに詳細な記述がある。「凡攻木之工七、攻金之工六、攻皮之工五、設色之工五、刮摩之工五、搏埴之工二。即ち凡そ木工達は車輪、車両、弓、柄、城と農業水路、木製器物、楽器の七工に、金工達は竹簡・木簡用の小刀、殺矢、鐘、計量器、段(欠)と剣の六工に、皮工達は鎧、なめし皮、太鼓、韋(欠)、と棗(欠)の五工に、染色工達は衣類、羽、筐(欠)と糸の五工に、研磨工達は玉、(欠?)、雕(欠)、楽器と矢の五工に、陶工達は甗と火にかける容器の二工」に分業・専門化されていたことが判る。これは人類誕生以来周の時代になってやっと多様な生活や軍事に使う財物を作り始め、国土発展の産業として大きな意味を持ちだしたようだ。更に以下のような記述がある。「知者創物。百工之事、皆聖人之作也」など工学系の方が嬉しくなる技術思想も記されていた。

「燦金以為刃、凝土以為器、作車以行陸、作舟以行水、此皆聖人之所作也。即ち金属を溶かして兵刃を製作し、泥土をこねかためて陶器を製作し、車両を製作し陸地を行かしめ、舟船を製作して水面を航行させる。これらは全て聖人の創造したものである」と技術者を高く評価している。

なお都市づくりにについても「匠人営国、方九里、傍三門。國中九經九緯、經涂九軌。即ち匠人が国城を建設するには九里四方でその一側面につき三門計十二門がある。国城中の主要道路は縦横に各々九條で、その道路は九台の車両を並行させることができる」と記されており我が国でも平城京や平安京はこの設計に基づいて造られてきたことが判る。

また青銅器の鑄造技術についても以下のように銅と錫の割合を使用する製品に合わせて割合を変えていることが判る。「金有六齊。六分其金而錫居一、謂之鐘鼎之齊。五分其金而錫居一、謂之斧斤之齊。四分其金而錫居一、謂之戈戟之齊。三分其金而錫居一、謂之太刀之齊。五分其金而錫居二、謂之削・殺矢之齊。金錫半、謂之鑿燧之齊。即ち合金には六種の配合がある。その六分の五の銅と六分の一の錫で合成された金属を鐘鼎と呼称する。五分の四の銅と五分之一の錫で合成された金属を斧斤の齊と呼称する。四分の三の銅と四分の一の錫で合成された金属を戈戟の齊と呼称する。三分の二の銅と三分の一の錫で合成された金属を太刀の齊と呼称する。五分の三の銅と五分の二の錫で合成された金属を削・殺矢の齊と呼称する。銅錫各々半分で合成された金属を鑿燧の齊と呼称する」とある。

ガスタービンにも幾らか縁がある車輪の記述は多い。

「輪已崇、則人不能登也、輪已痺、則於馬終古登陸也。故兵車之輪、六尺有六寸。田車之輪、六尺有三寸、乘車之輪、六尺有六寸」と輪が甚だ高すぎれば、人は容易に登れないし、車輪が甚だ低く過ぎれば、その馬には常に変な疲労感を与え、でこぼこした斜面を行くのに同じである。故に兵車の車輪は高さ(直径)が六尺六寸、田車の車輪は高さが六尺三寸、乗車の車輪は高さ六尺六寸である。」と記してある。これは人間の身体にあわせてモジュール化の考えをも示している。

この文章の中に「六尺有六寸之輪、綆參分寸之二、謂之輪之固」と両輪の上部を広げると車輪は傾き揺れることはない」と記されているのを見つけた。これは車輪設計の 3 ポイント「トーイン、キャスト、キャンバー」のキャンバーを意味している。私は学生の頃、自動車工学でこの 3 ポイントは近代的な技術開発で判ったように記憶していた。改めてこの技術は古代から牛車や馬車でこの技術が使われていたことが判る。大学の授業でこの話をしたら学生が興味を示し読んでみたいとのことだった。大学の図書館に購入依頼を出したら工学系の学校なので古い本は買うシステムはないとの返事が返ってきた。

原稿受付 2001 年 10 月 10 日

\* 1 高原総合研究所

〒206-0803 東京都稲城市向陽台 4-2-B-809

## 三菱重工業(株)長崎研究所における 小形ガスタービンと過給機の研究

徳田 君代\*<sup>1</sup>  
TOKUDA Kimishiro

近藤 武志\*<sup>1</sup>  
KONDO Takeshi

東森 弘高\*<sup>1</sup>  
HIGASHIMORI Hirotaka

キーワード：遠心圧縮機，ラジアルタービン，CFD，LDV，セラミック，チタンアルミ  
Centrifugal Compressor, Radial Turbine, CFD, LDV, Ceramics, Titanium Aluminide

### 1. はじめに

三菱重工業(株)長崎研究所における小形ガスタービン／過給機の研究開発は昭和28年頃の船用大形過給機の開発にさかのぼる。その後、三菱重工業の船用大形過給機は無冷却化、高圧力比高効率化、小形大容量化を達成し(METシリーズ)、船用機関の低燃費、高出力化に不可欠のものとなっている。さらに昭和50年代以降、乗用車用過給機(TCシリーズ)の実用化を達成し、乗用車用過給機は現在では特にヨーロッパを中心に乗用車用ディーゼルエンジンの燃費規制、排ガス規制に対する対策に不可欠なコンポーネントになっている。

一方、小形ガスタービンについては昭和50年前後の航空用小形ジェットエンジンやトラック用ガスタービンの開発を経て、平成11年我が国初の運輸省型式承認を取得した民間航空機用エンジンMG5開発、防衛庁の新観測ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの開発、へと実用エンジンとして進展してきた。

長崎研究所では昭和20年代より一貫してこれらの小形ガスタービン／過給機の開発を、遠心圧縮機、ラジアルタービンの空力技術、材料強度技術、翼・軸振動技術、トライボロジー技術の面から支えてきた。これらの技術の中から、最近の空力性能と新材料関連の研究について紹介する。

### 2. 遠心圧縮機の研究開発

乗用車用／トラック用小形過給機、船用大形過給機、小形ガスタービンでは圧縮機の比速度と圧力比が大きく異なるため、それぞれ注目すべき流動課題が異なっている。

乗用車用やトラック用小形過給機では短期間での開発要求から連日のように仕様やインペラ形状の異なる実機の性能試験を実施している。図1は小形過給機用試験設備である。これと併行して、CFDの実測検証さらにCFDの精度向上による空力基礎技術向上の研究を実施し高性能化を行っている。小形過給機用インペラは小径大容量

が最優先されるため翼枚数を少なくしスロート面積を大きくした設計となる。このためインペラ内の流動は3次元的な流れである。この3次元流れによる損失を低減するために2次流れ制御設計を開発してきた。図2は実機の拡大モデル(約450mm)でのLDV計測結果の例である。

船用大形過給機では圧力比が4～5に上昇し、かつ大容量が要求されている。このため、インペラ入り口先端が音速を超える遷音速インペラとなり、衝撃波の発生と3次元流が混在する複雑な流れとなる。図3は衝撃波の発生を評価した圧力分布計測例である。

小形ガスタービンでは圧力比がさらに高く、最高圧力比は11に達する。このインペラではインペラ入り口マッ

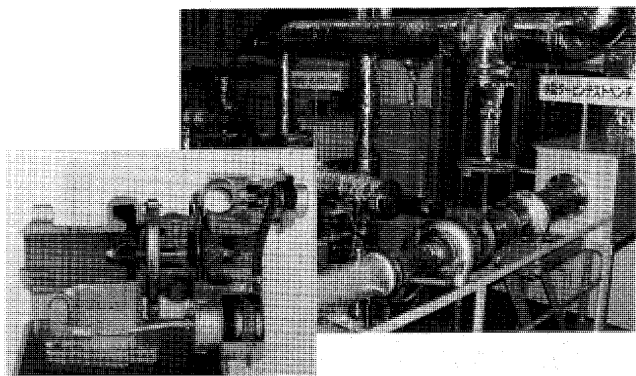


図1 小形過給機と試験設備

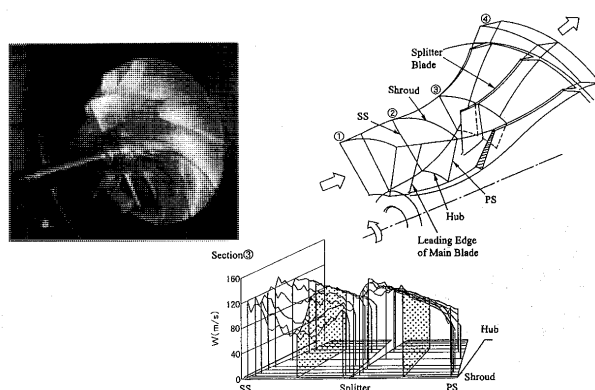


図2 拡大モデルによる小形過給機インペラ LDV 計測例

原稿受付 2001年10月15日

\*1 三菱重工業(株) 技術本部 長崎研究所 ターボ機械研究室  
〒851-0392 長崎市深堀町5-717-1

ハ数は約 1.5 に達し衝撃波と境界層の干渉を考慮した空力設計が必要である。図 4 はこの遠心圧縮機試験設備で 80000 rpm $\times$ 1200 kW まで高出力高速回転の試験が可能である。図 5 は高圧力比遠心圧縮機のインペラと衝撃波の LDV 計測結果である。

以上のように、遠心圧縮機の高効率化を達成するために、亜音速から、遷音速、超音速に至るまで広範囲にわたる実機インペラの内部流動計測と CFD による 3 次元流動評価により、損失発生メカニズムの解明による高効率化に取り組んでいる。

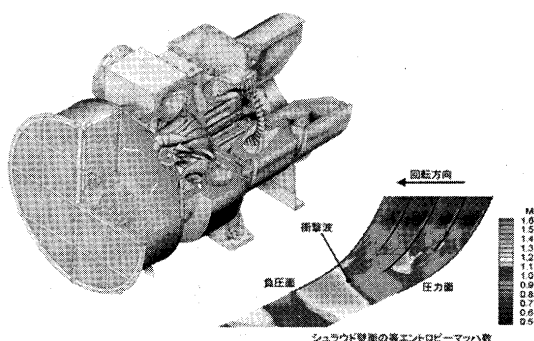


図 3 大形過給機と衝撃波圧力分布計測例

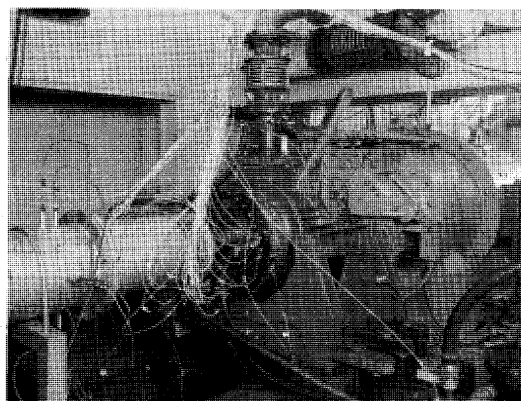


図 4 遠心圧縮機試験設備

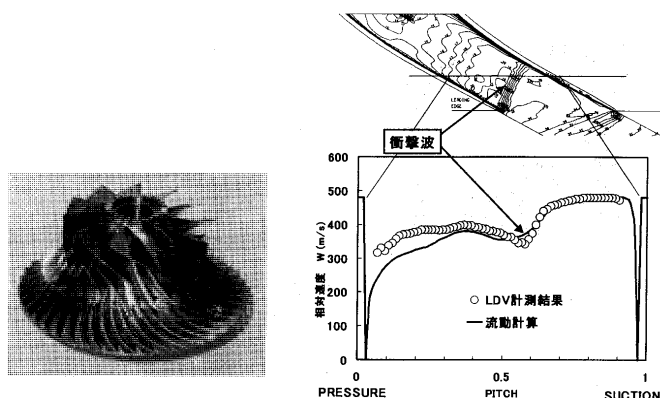


図 5 高圧力比遠心圧縮機インペラと衝撃波計測例

### 3. ラジアルタービンの研究開発

乗用車用過給機や小形ガスタービンでは高圧力比、低コストの一体鋳造のラジアルタービンが適用される。ラジアルタービン高性能化への課題は空力性能だけでなく、高温高耐久性軽量材料の開発評価が不可欠である。

#### 3.1 空力性能

過給機やガスタービンのラジアルタービンは 700℃～900℃ という高温で使用されるため翼は小枚数の放射状翼に制約される。その結果、増速流とはいえ入射角と転向角が大きい複雑な 3 次元流動である。図 6 に高速回転する動翼下流の流動計測例を示す。

この複雑な内部流動について CFD と高速流計測技術を開発し流動の実測によりラジアルタービンの高性能化を推進している。

#### 3.2 材料開発

乗用車用やトラック用過給機では、ターボラグ低減のためにロータの慣性モーメント低減が有効である。このために耐酸化性を改善したチタンアルミ材を開発した。図 7 にチタンアルミタービンを示す。通常のニッケル合金に比べ過給圧上昇時間を 8% 低減した。

さらにガスタービンの高効率化のためにセラミックタービン(図 8)の開発に取り組んできた。図 9 に示す高温高速回転試験装置により約 1350℃、約 900 m/s の回転破壊試験を行い、セラミックタービンの破壊確率と破壊に至るメカニズムを評価することによりセラミックタービンの実用化技術を開発した。

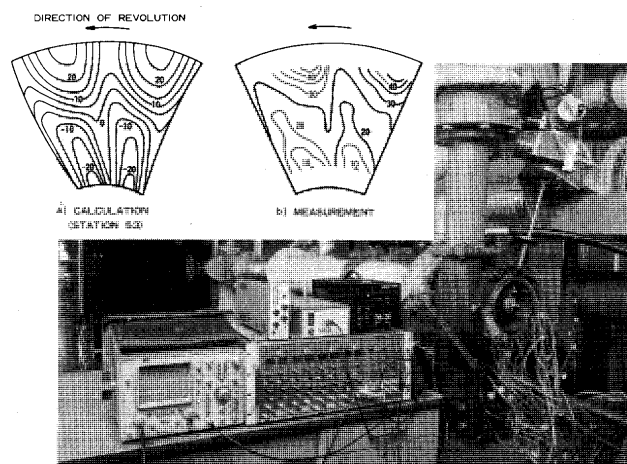


図 6 動翼下流の流動計測

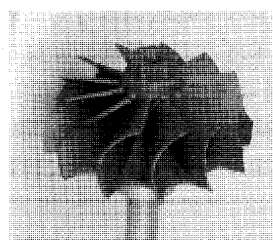


図 7 チタンアルミタービン

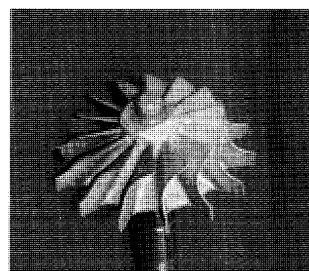


図 8 セラミックタービン

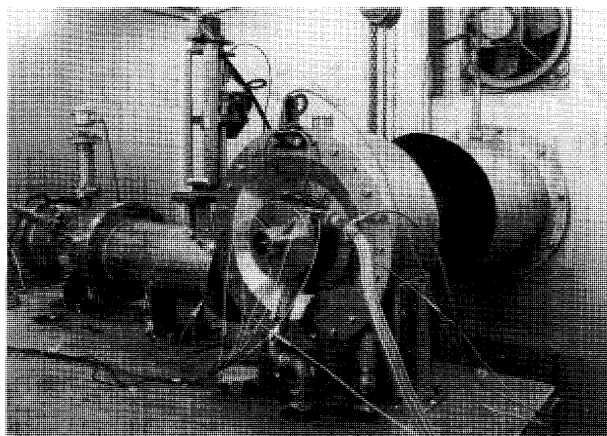


図9 タービン高温高速回転試験装置

#### 4. おわりに

以上のように長崎研究所では遠心圧縮機／ラジアルタービンを適用した小形ガスタービンや過給機の空力技術・材料開発から製品開発まで，三菱重工業の独自技術による世界最高レベルの性能を誇る製品の開発を支えており，今後ともこのような技術開発を通じて社会に貢献してゆく所存である。

## 第15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\*<sup>1</sup>  
FUTAMURA Hisao

キーワード：国際学会，エアブリージングエンジン，インド，バンガロール

### 第15回大会：

1972年フランスのマルセイユで第1回の会合が開かれてから15回を数える同シンポジウムは、ほぼ隔年に開催されており、21世紀最初のシンポジウムとなる今回は、1981年に第5回シンポジウムが開催された、インドのバンガロールで9月の2日～7日まで開催された。今年の3月から法人となった国際エアブリージングエンジン学会 (ISOABE) は、全世界的な不況のなか、エアブリージングエンジンの専門家が情報を共有する場を世界各地に広げることに努めている。

### 発表論文：

第1回が48件、第5回が71件、今回は245件と盛況を呈している。前回からCD-ROM化された論文集は、締切の関係から2枚構成となったが、モバイル化の進展でPC持ち込みの参加者が多くなっており、努力次第で会場において読取することもできる。発表の会場にはPCプロジェクトが備え付けられており、動画を用いた表現形式の定着ぶりがうかがえる。サーバーに予めプレゼンテーションファイルをアップロードするだけで、手ぶらで参加できる日も近いのではないのだろうか。

### シンポジウム内容：

英語の表記だけを頼りに、ようやく辿り着いたバンガロールはインドの主要な航空宇宙産業、研究機関が集まるハイテク産業の基地であり、近年のIT産業における同国の成功も、政治経済の自立を目指し、航空宇宙に力を注いだ歴史と無縁ではない。開会式(写真1)は、この地方のマハラジャの荘園に建てられた、Indian Institute of Scienceで行われ、インド音楽の華麗な演奏、火による清めの儀式の後、ゲストとして、同学のRama Rao教授は「High TechnologyはTechnologyの集合体であり、タービンを例に取れば、材料学と伝熱工学の融合であり、Innovationにより融合関係も変化する。教鞭を執るものとして、Multi-Disciplinaryの教育が次の世紀のために必要である。しかるに昨今の航空宇宙関連の予



写真1 Indian Institute of Science での開会式

算削減は問題である。」と説いた。ISOABE会長のS. M. Hudson(RR)も、「35年前のISOABE設立時に比べ、技術の進歩は著しく、国際共同開発、生産、運用を行っている航空エンジン業界は、まさにMulti-Disciplinaryの見本である。Develop>Product>Supportと息の長いエンジンのライフサイクルで、Uncertaintyを減らす努力はISOABEの精神である『知識(knowledge)の自由な交換』無くしては成り立たない。」と説いた。

### 表彰および特別講演：

今回特筆すべきは、九州大学の井上雅弘教授がWu-Chung-Hua賞を受賞したことである。ターボ機械の三次元解析理論で名高い、Wu氏の功績にちなんで同賞にふさわしく、軸流圧縮機回転翼列の旋回失速のメカニズムを理論および実験の両面で解明した業績が高く評価されたものであり、まことに喜ばしい限りである。記念講演でも、翼端隙間からの渦の生成と消滅をビジュアルに再現してみせ、満場の驚きと、なりやまぬ喝采を得ていた(写真2, 3)。今後も日本から国際的に認められる研究成果が発表されるよう、我々、研究開発者にとって大いに励みになるトピックであった。

### 一般講演：

6部屋同時のセッション進行に座長役も加わると、興味のある発表も逃しがちになるが、朝一番と夕方最後は

原稿受付 2001年10月3日

\*1 航空宇宙技術研究所 航空推進研究センター  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1



写真2 Wu-Chung-Hua 賞を受賞した井上雅弘教授

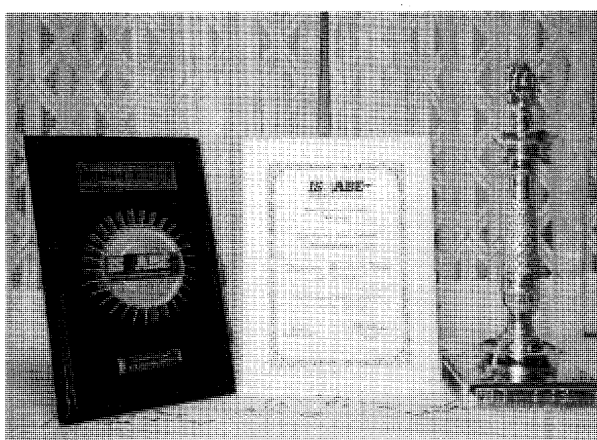


写真3 Wu-Chung-Hua 賞記念トロフィー

特別講演となっていて、シンポジウムの細かい通知が行き届くよう配慮されている。Hypersonic のセクションは ISABE の花であるが、NASA Langley 研究所の HYPER-X のスクラムジェット飛行実験は、残念ながら成功しなかった。今回は大成果は出なかった。次のクリーブランドでの発表に期待したい。私は排気ノズルの研究について発表するとともに、圧縮機設計のセクションで代理に座長を務めた。いずれも CFD による流れの解明を目指している研究、最適化 CFD 設計法等の内容が主であり、実験検証まで踏み込んだ発表は極めて少なかった。

### 見学会：

見学会は GTRE (Gas Turbine Research Establishment), HAL (Hindustan Aeronautics Ltd.), NAL (National Aerospace Laboratories 奇しくも日本の航技研と同じ略称), IIS (Indian Institute of Science) の4箇所から選ぶことになっており、私は NAL を訪問した。バンガロール空港に隣接する広大な熱帯林の中にあり、間欠式で亜音速から超音速までの3つの音速風洞、圧縮機回転試験装置、タービン翼列試験装置、超音速燃焼試験装置などの試験設備を備えている。圧縮機のセッショ

ンで共に座長を務めた Ramamurthy 博士は、九州大学にも滞在されたことのある親日家で、ここの遠心圧縮機部門のヘッドであり、研究状況について丁寧な説明を伺った。同研究所の活動は航空関係に限られているそうであるが、試験部品の試作工場なども備え、ロータリーエンジン搭載の軽飛行機を開発するなど、エンジニアリング色の強い研究所である。装備開発の中心は GTRE、製造は HAL が中心である。

### インドの航空宇宙産業：

バンガロールはインドの航空宇宙工業の中心地であり、現在ではインドのシリコンバレーとして名高い。歴史的には、カナダ、豪州など、独立後も英連邦の中にとどまった国々と異なり、自立の道を歩んだ同国では航空機生産はほとんどゼロからのスタートであった。独立前に宗主国であった英国製の Vampire 戦闘機、Gnat 練習機、Jaguar 戦闘機を導入するなどエンジンは RR 社とのつながりが深かったところへ、その後、フランスやソ連製の機材を導入したため、いろいろなメーカーのライセンス製造と国産機が入り混じっている。一方、外交的に自立の道を歩む同国では、国産の軽戦闘機 LCA 用に Kaveri A/B 付ターボファン開発に成功しており、アジアの大国として気概を示している。

### インドなる地：

大陸国家であり、多民族、多宗教のこの国を理解するのは難しそうである。成田からバンコク、デリーを経由して15時間掛けて、たどり着いたインド最大の都市、西海岸のムンバイでは、ガネーシャの祭りの最終日にあたり、夜中まで音曲に乗せて練り歩く屋台群に、タクシーは立ち往生し、一夜開けて湿雨の朝を待ち、2時間ほどで到着したバンガロールでは、ナツメヤシに爽やかな風が吹いていた。このインド南部デカン高原の標高1000mに位置する、カルナータカ州の州都は人口500万の工業都市である。英国が整備した都市文化は Garden City と呼ばれるとおり、ブーゲンビリアが咲き乱れ、色鮮やか

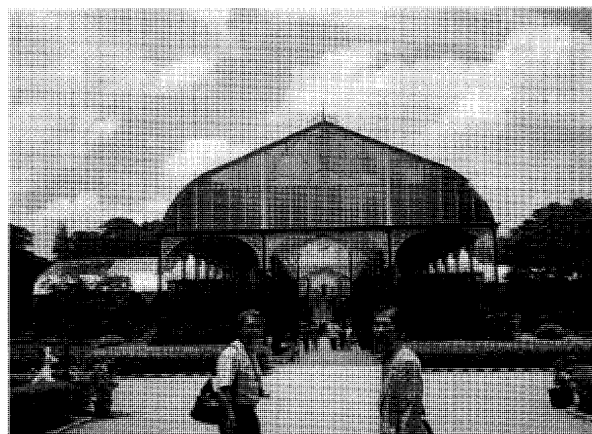


写真4 Lalbagh 庭園 (英国風の植物園)

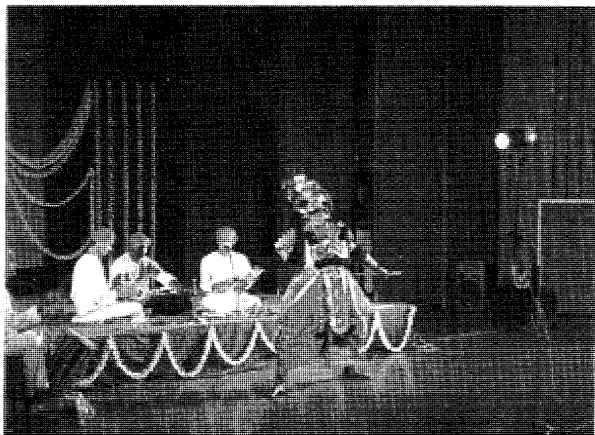


写真5 カルナータカ州舞踏ヤクシャガーナ  
(中国の京劇, 日本の歌舞伎に近い)

な蝶の舞う桃源郷である(写真4)。社会構造の硬直化の問題は深刻であるが, 全てに均一化を求めるあまり, 文化と活力を失いつつある極東の国にくらべ, 自然発生的文化の多様性を保持する, この国には見習うべきことも多い(写真5)。その多様性は決して整然としてはおらず, ちょうど宇宙の起源において混沌は決して均質ではなかったと考えられているように, 沸々とわき上がるエネルギーを随所に見せる, インドはまさにカレーのような国であった。

#### 第16回大会等:

今回は2003年, ちょうどライト兄弟の初飛行から100年を数える記念の年と重なっており, 早くから米国開催が決まっていた。NASA Glenn 研究所のあるオハイオ州クリーブランドでの開催が予定されている。さらにその2年後の第17回大会は第3回大会が開催されたドイツのミュンヘンが予定されている。

# 1000 kVA ガスタービン移動発電装置

飯塚 泰信<sup>\*1</sup>

IIZUKA Yasunobu

キーワード：MGG 1000

表紙の写真は昭和 47 年に石川島播磨重工業株式会社が製造した 1000 kVA ガスタービン移動発電装置（電源車）と主機 IM 100 ガスタービンエンジン・カットモデルである。本装置は当時 33 台が日本電信電話公社（現 NTT）に納入され、30 年を経た現在でも 32 台が現役で活躍している。6 年前の阪神淡路大震災の時には延べ 10 台以上の同装置が現地に投入され電力供給に活躍し、その後の災害時における移動用発電装置の重要性をあらためて印象づけた。

今でこそガスタービンを利用した各種装置が普及しているが、その当時、ガスタービンエンジンを駆動源とする 1000 kVA 以上の大容量発電装置を貨物自動車に搭載した装置は画期的であり、特に航空機用のガスタービンを利用した本装置は従来の電源車の概念を変え、各方面から注目された。

石川島播磨重工業株式会社は、当時既に 1000 台以上の航空機用ガスタービンエンジンを製造し、この実績をもとに、鉄道用、艦艇用、発電用等に应用する研究を進め、ホーバークラフト用主機、発電所用の非常用発電装置などを相次いで実用化していた。日本電信電話公社からの要求は、大容量のガスタービン発電装置本体と電力供給ケーブル、外部から燃料を供給する燃料移送ポンプ等の付帯装置を 10 トン積みトラックに搭載し、非常時には現場到着後、ボタン一つで直ちに電力を供給できる装置をというもので、厳しい仕様であったが、実現に向け開発を進めた。

当時の日本電信電話公社の仕様に対して、初号機は燃料系統、制御系統、振動等種々の問題を解決しながらの納入となったが、その技術が評価されその後 5 年間で 32 台を納入した。

## ガスタービンエンジン

本装置に使用した IM 100-2 G ガスタービンは航空用ガスタービン T-58 エンジンを発電機用に改良したものでエンジン本体は重量約 140 kg、出力 1400 ps という軽量、小型かつ高性能エンジンである。T 58 エンジンはヘリコプタ用ガスタービンとして米国 GE 社において開

発されたもので、昭和 36 年石川島播磨重工業が GE 社との技術提携で製作を開始し、昭和 47 年当時には当社は既に 400 台以上を生産していた。なお T 58 エンジンを搭載した、民間、軍用ヘリコプタは今でも日本の空を飛んでいる、ベストセラーエンジンと言える。

移動用電源車として使用するため、入手性、保管管理の容易な JIS 2 号軽油を使用できるよう航空用ガスタービンの燃焼器、噴射弁を試験改良した IM 100-2 G エンジンは開放 2 軸式であり、軸流圧縮機、燃焼器、軸流タービンからなるガス発生機部と軸流出力タービンから構成される。

圧縮機は、軸流 10 段で入口案内翼と前 3 段の静翼は可変式となっており、低回転から高回転領域までストール領域を避けて空気流量 5.9 Kg/sec、圧力比 8.4 を得る。燃焼器は軽油燃焼用に特に改良された環状形で、前方に 16 個の燃料噴射弁が取り付けられ低速時は 8 個、高速時には 16 個から噴霧する。圧縮機を駆動するガス発生機用タービンは軸流 2 段式で圧縮機と結合されている。軸流単段の出力タービンは後方のトーマスカップリング式駆動シャフトと連結され、減速機を介して発電機を駆動する。

表-1 にはエンジン主要諸元、図-1 にガスタービン断面図を示す。

表-1 ガスタービンエンジン主要諸元

| 項目 | 諸元                    |
|----|-----------------------|
| 構造 | 名称                    |
|    | IM 100-2 G            |
|    | 型式                    |
|    | 航空転用開放 2 軸式           |
|    | 圧縮機                   |
|    | 軸流 10 段、IGV、1~3 段可変静翼 |
| 性能 | ガス発生機タービン             |
|    | 軸流 2 段                |
|    | 出力タービン                |
|    | 軸流 1 段                |
| 寸法 | 燃焼器                   |
|    | 環状、燃料噴霧式（16 ノズル）      |
|    | 出力                    |
|    | 1200 ps（20℃）          |
|    | ガス発生機回転数              |
|    | 26300 rpm 以下          |
| 法  | 出力タービン回転数             |
|    | 19500 rpm（公称）         |
|    | 出力タービン入口温度            |
|    | 696℃                  |
| 法  | 使用燃料/燃料消費率            |
|    | 軽油/300 g/ps/h         |
|    | 全長                    |
|    | 1630 mm               |
| 法  | 全幅                    |
|    | 406 mm                |
|    | 全高                    |
|    | 510 mm                |
| 法  | 重量                    |
|    | 200 kg（スタータ、駆動軸を含む）   |

原稿受付 2001 年 10 月 3 日

\* 1 石川島ジェットサービス株式会社

〒188-0011 東京都西東京市田無町 4-21-1

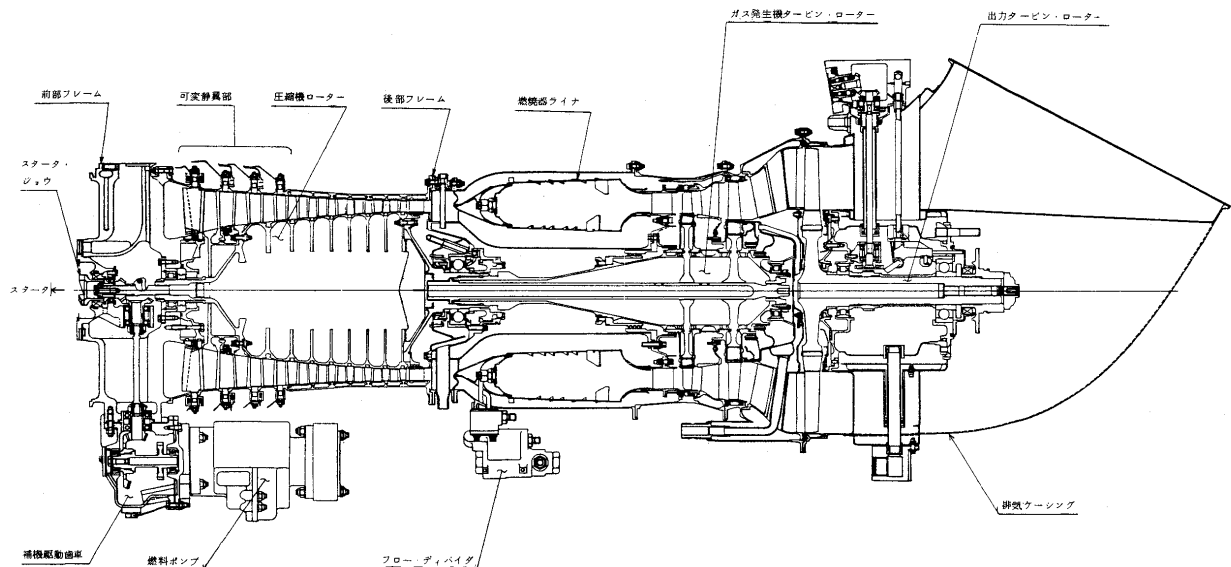


図-1 IM 100 ガスタービン断面図

### 電源車概要

本装置には、前2軸の3軸車で全長をできるだけ短くし小回りが利くように配慮した自動車シャーシを使い、防音構造のアルミバンの中に発電装置本体、配電盤、50 mの6600 V 高圧ケーブル等を搭載、床下に空冷式潤滑油冷却器、蓄電池、燃料タンクを配置している。ガスタービン、減速機、発電機の主回転機は共通台板上に取り付けられ、互いにギアカップリングにより結合されている。共通台板は防振ゴムによってボディー床に取り付けられ、自動車走行時の振動が回転機に直接加わるのを防止している。

エンジン吸気は自動車後方の吸気消音器から入り、エンジン上方の排気消音器から排出される。この吸、排気消音器と防音ボディーの組み合わせで、全負荷運転時の騒音はボディーから1 m離れた所で80~85 dB とかなり低く抑えられた。

GT制御盤、補機盤、高圧遮断器盤を兼ね備え小型軽量に設計された配電盤は取扱操作を容易にするため前方に配置され、自動車運転席で監視操作が出来る。

図-2にガスタービン移動発電装置機器配置図を示す。

### 運転試験

移動非常用に用いるため、高い操作性、車両の安定性等の確認を徹底的に行った。操作については、素人でも扱えるような設計を意図し、操作員は始動ボタンを押し、遮断機を入れ、負荷をかけるだけとし、あとはリレーシーケンスと電気油圧式ガバナーがガスタービンを最適にコントロールするものだが、この特性を得るため、1号機では種々の試験を行った。充分検証して設計、製作したはずであるが、初期の始動特性を得るだけでもシーケンスの変更、機器の追加変更を繰り返した。その結果、始

動ボタン投入後約60秒で全負荷運転が可能となった。

また、ヒートラン時の振動対策にも神経を使った。エンジン支持は前方9時位置をユニボールで、出力タービン後方をギアカップリングの2点支持で、当初出力軸は両端スプラインのリジッドタイプであり、通常両振幅5~10ミクロン程度の振動がヒートラン中に突然40ミクロン以上に上昇することがあった。対策として出力軸をトーマスカップリングに変更することで解決した。最終的には始動特性、負荷応答、最大出力、燃料消費率、NO<sub>x</sub>値など計画より良好な結果が得られた。

試験最終の難関はガスタービンではなく、車両の転覆角であった。総重量とのバランスを考慮しながらのカウンターウェイト、車軸板パネの変更、機器配置の変更等繰り返し、側面傾斜30度以上をクリアした。

### その後

日本電信電話公社に納入された1000 kVA 移動発電装置(電源車)は、地震、台風等の災害時や現NTTビル用の定置発電機更改時のバックアップ用等出動回数が多いと聞いている。車両は排気ガス規制等で更改されたが、装置本体は定期的なメンテナンスで使いやすく改良され、現在でもNTTグループで活躍している。

石川島播磨重工は、その後この技術を発展させ10,000 KW級のトレーラータイプの電源車を開発、13台を製造したがこの超大型ガスタービン電源車は外国に輸出され、主に発電所、ダム建設現場等の常用、ピークカット用として使用された。最近では国内でも1100~4000 KWのガスタービン電源車が製造されている。またこの技術が30年を経た現在、IHI製単機出力1000 KW~50 MWの常用コージェネ・ガスタービンに引き継がれている。

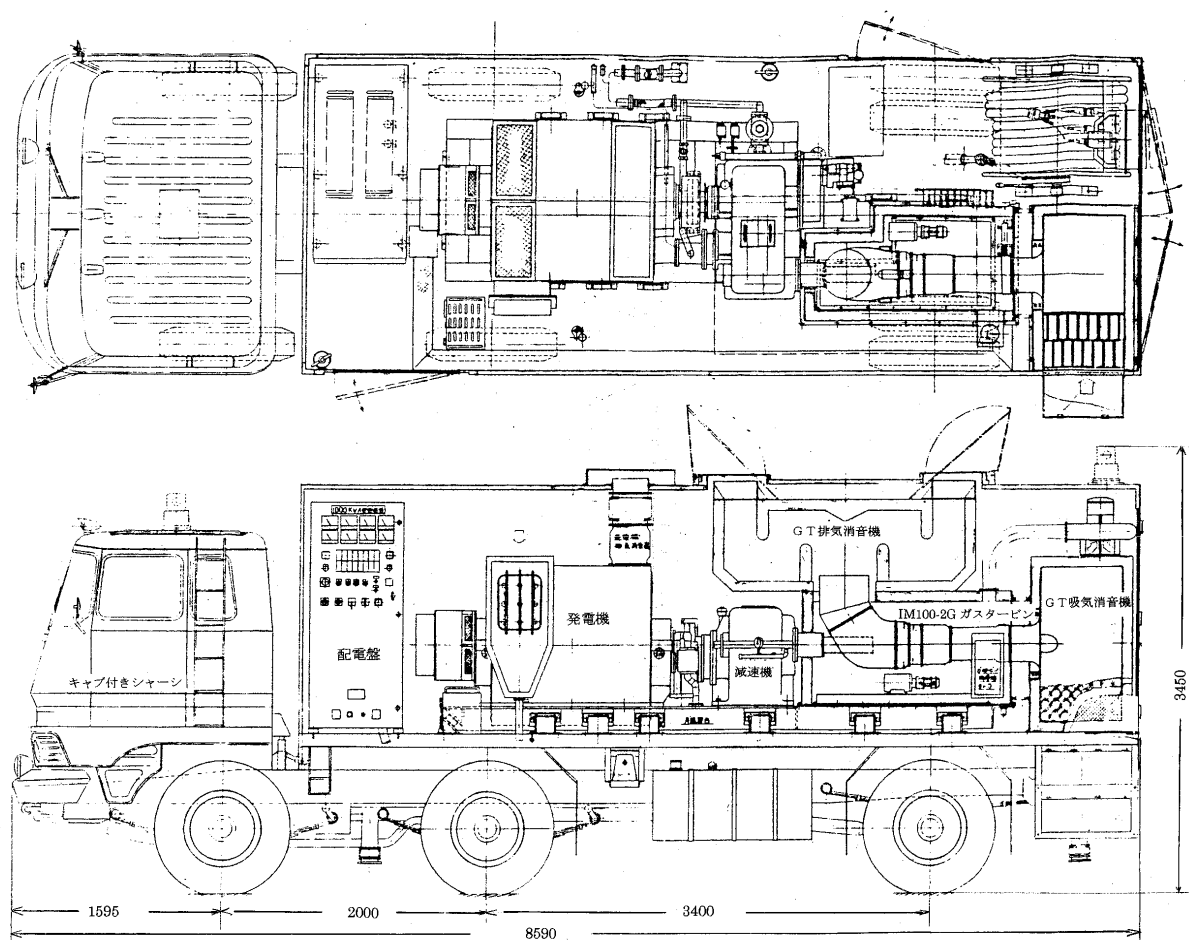


図-2 1000 kVA ガスタービン移動発電装置機器配置図

## (社)日本ガスタービン学会創立 30 周年記念事業に関するお知らせ

本学会は、昭和 47 年 6 月に日本ガスタービン会議として発足し、その後昭和 51 年 6 月に社団法人日本ガスタービン学会に改組され、現在に至っております。明年 6 月には満 30 年を迎えることになります。この機会に、下記のような内容で記念事業を企画し、2002 年(平成 14 年)5 月 24 日(金)に記念講演会、記念式典、特別講演、そして祝賀パーティーを開催するように準備を進めております。是非とも多くの会員の方々のご協力とご参加を頂きたく、お願い申し上げます。なお、記念事業の趣旨やプログラムの詳細等については、学会誌 Vol. 30 No. 2(2002 年 3 月号)に掲載致します。

記

### 記念事業

#### 1. 記念講演会および記念式典

日 時：2002 年(平成 14 年)5 月 24 日(金) 9:30~18:00

会 場：早稲田大学国際会議場 3 階会議室 (記念講演会)

1 階井深大記念ホール (記念式典)

内 容 (案)：

9:30~15:00 記念講演会：オーガナイズド・セッション形式で企画を進めています (別項参照)。

15:00~15:40 記念式典：来賓挨拶、記念表彰 等

15:50~18:00 特別講演：2~3 件の企画を進めています。

#### 2. 祝賀パーティー

日 時：2002 年(平成 14 年)5 月 24 日(金) 18:30~20:30

会 場：早稲田大学大隈ガーデンハウス

#### 3. 記念出版物

ガスタービンおよびターボチャージャー写真集の発刊 (有料予定)

## 2003 年国際ガスタービン会議の開催について

2003 年国際ガスタービン会議東京大会準備委員会

委員長 川口 修

1971 年に第 1 回国際ガスタービン会議東京大会が科学技術館で開催されてから 30 年が経過致しました。この国際会議開催を契機として翌 1972 年には(社)日本ガスタービン学会の前身、日本ガスタービン会議が設立され、当学会も来年 30 周年を迎えます。

新時代のガスタービンの研究、開発あるいは利用に携わる世界各国、各地域の方々の情報交換の場として第 8 回国際ガスタービン会議を 2003 年 11 月に開催する運びとなりました。日本を含めて世界的に社会情勢が不安定であり、経済的にも世界同時不況の気配さえある今日、国際会議の先送りも考えましたが、急速な技術進歩を考えると、開催の先送りは国際会議にとってマイナスになるとの判断から 2003 年開催を計画致しました。会員の皆様には既に Announcement をお送りいたしましたので、概要は下記のとおりです。

記

開催期間：2003 年 11 月 2 日(日)~11 月 7 日(金)

会 場：東京都江戸川区 江戸川総合区民ホール (都営新宿線 船堀駅前)

スケジュール：11 月 2 日 参加受付・ウェルカムレセプション

11 月 3 日~11 月 6 日 学術講演会・展示会

11 月 4 日 懇親会

11 月 7 日, 8 日 見学会

今回は米国機械学会ガスタービン部門 (IGTI) の協力が得られることになっている他、韓国、中国の関連学会をはじめとして多数の海外学会の協力を得た充実した国際会議となる予定です。会議の詳細、講演募集要項など決まり次第、随時ご案内致します。皆様の講演申込、参加申込をお待ちしております。

また、2003 年国際ガスタービン会議のホームページも開設致しましたので、ご覧下さい。(http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/igtc/IGTC'03 Tokyo.html)

## (社)日本ガスタービン学会創立 30 周年記念事業に関するお知らせ

本学会は、昭和 47 年 6 月に日本ガスタービン会議として発足し、その後昭和 51 年 6 月に社団法人日本ガスタービン学会に改組され、現在に至っております。明年 6 月には満 30 年を迎えることになります。この機会に、下記のような内容で記念事業を企画し、2002 年(平成 14 年)5 月 24 日(金)に記念講演会、記念式典、特別講演、そして祝賀パーティーを開催するように準備を進めております。是非とも多くの会員の方々のご協力とご参加を頂きたい、お願い申し上げます。

なお、記念事業の趣旨やプログラムの詳細等については、学会誌 Vol. 30 No. 2(2002 年 3 月号)に掲載致します。

記

### 記念事業

#### 1. 記念講演会および記念式典

日 時：2002 年(平成 14 年)5 月 24 日(金) 9:30~18:00

会 場：早稲田大学国際会議場 3 階会議室 (記念講演会)

1 階井深大記念ホール (記念式典)

内 容 (案)：

9:30~15:00 記念講演会：オーガナイズド・セッション形式で企画を進めています (別項参照)。

15:00~15:40 記念式典：来賓挨拶、記念表彰 等

15:50~18:00 特別講演：2~3 件の企画を進めています。

#### 2. 祝賀パーティー

日 時：2002 年(平成 14 年)5 月 24 日(金) 18:30~20:30

会 場：早稲田大学大隈ガーデンハウス

#### 3. 記念出版物

ガスタービンおよびターボチャージャー写真集の発刊 (有料予定)

## 2003 年国際ガスタービン会議の開催について

2003 年国際ガスタービン会議東京大会準備委員会

委員長 川口 修

1971 年に第 1 回国際ガスタービン会議東京大会が科学技術館で開催されてから 30 年が経過致しました。この国際会議開催を契機として翌 1972 年には(社)日本ガスタービン学会の前身、日本ガスタービン会議が設立され、当学会も来年 30 周年を迎えます。

新時代のガスタービンの研究、開発あるいは利用に携わる世界各国、各地域の方々の情報交換の場として第 8 回国際ガスタービン会議を 2003 年 11 月に開催する運びとなりました。日本を含めて世界的に社会情勢が不安定であり、経済的にも世界同時不況の気配さえある今日、国際会議の先送りも考えましたが、急速な技術進歩を考えると、開催の先送りは国際会議にとってマイナスになるとの判断から 2003 年開催を計画致しました。会員の皆様には既に Announcement をお送りいたしました、概要は下記のとおりです。

記

開催期間：2003 年 11 月 2 日(日)~11 月 7 日(金)

会 場：東京都江戸川区 江戸川総合区民ホール (都営新宿線 船堀駅前)

スケジュール：11 月 2 日 参加受付・ウェルカムレセプション

11 月 3 日~11 月 6 日 学術講演会・展示会

11 月 4 日 懇親会

11 月 7 日, 8 日 見学会

今回は米国機械学会ガスタービン部門 (IGTI) の協力が得られることになっている他、韓国、中国の関連学会をはじめとして多数の海外学会の協力を得た充実した国際会議となる予定です。会議の詳細、講演募集要項など決まり次第、随時ご案内致します。皆様の講演申込、参加申込をお待ちしております。

また、2003 年国際ガスタービン会議のホームページも開設致しましたので、ご覧下さい。(http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/igtc/IGTC'03 Tokyo.html)

## 創立 30 周年記念講演会開催のお知らせ

今日、ガスタービンは、大容量の高効率発電プラントから中小容量のコジェネレーションや非常用動力源など様々な分野で利用されており、コンパクトで高出力な原動機としての地位を確立しています。最近では、地球温暖化や環境汚染の問題に対して、高性能化、低環境負荷化を目指した基礎研究、技術開発が精力的に進められており、21 世紀の原動機としてその発展が期待されています。

学会創立 30 周年を迎えるに当たり、ガスタービン技術の発展の経過を振り返ると共に、今後の発展の方向を展望するため、記念講演会を開催いたします。ガスタービン技術の新たな展開の出発点となる事を期待し、4 つのオーガナイズドセッションとスチューデントセッションを企画いたしました。多くの方々のご参加をお願いいたします。

**開催日:** 2002 年 5 月 24 日(金)

**会 場:** 早稲田大学国際会議場 3 階会議室

オーガナイズドセッションのテーマ及びオーガナイザ

- ・「技術伝承」: 渡辺紀徳 (東京大学, TEL: 03-5841-6584)  
船崎健一 (岩手大学, TEL: 019-621-6422)
- ・「技術動向・展望その 1 (システム全体)」: 壹岐典彦 (産業技術総合研究所, TEL: 0298-61-7255)
- ・「技術動向・展望その 2 (要素技術)」: 児玉秀和 (石川島播磨重工業, TEL: 042-568-7071)
- ・「ユーザー動向」: 荒木達雄 (武蔵工業大学, TEL: 03-5707-2144)

## 創立 30 周年記念講演会・スチューデントセッション講演募集

学会創立 30 周年記念講演会 (2002 年 5 月 24 日開催) のスチューデントセッションにおいて講演発表を希望される方は、期日までに所定の手続により申し込みをお願いします。

**講演申込締切** 2001 年 (平成 13 年) 12 月 21 日(金)

**講演原稿締切** 2002 年 (平成 14 年) 3 月 29 日(金)

### 募集論文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限りします。

ガスタービン及び過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱ったもので、ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザーの実績等も歓迎します。

### 講演者の資格

本会学生会員で、1 人 1 題目に限りします。

### 講演申込方法と採否の決定

本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着 (事故) の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX 等でご連絡ください。(先に FAX で申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。) 締切後の申し込みは受け付けません。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

### 申込先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13

第 3 工新ビル 402

(社)日本ガスタービン学会

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

講演発表の採否は学会において決定し、2002 年 2 月 1 日までに結果をご連絡します。

### 講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A 4 用紙 44 字×40 行 (1 ページ) 2~6 ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集 (A 4 版) を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

### 技術論文としての学会誌への投稿

原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー 2 部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

## 創立 30 周年記念講演会開催のお知らせ

今日、ガスタービンは、大容量の高効率発電プラントから中小容量のコジェネレーションや非常用動力源など様々な分野で利用されており、コンパクトで高出力な原動機としての地位を確立しています。最近では、地球温暖化や環境汚染の問題に対して、高性能化、低環境負荷化を目指した基礎研究、技術開発が精力的に進められており、21 世紀の原動機としてその発展が期待されています。

学会創立 30 周年を迎えるに当たり、ガスタービン技術の発展の経過を振り返ると共に、今後の発展の方向を展望するため、記念講演会を開催いたします。ガスタービン技術の新たな展開の出発点となる事を期待し、4 つのオーガナイズドセッションとスチューデントセッションを企画いたしました。多くの方々のご参加をお願いいたします。

**開催日:** 2002 年 5 月 24 日(金)

**会 場:** 早稲田大学国際会議場 3 階会議室

オーガナイズドセッションのテーマ及びオーガナイザ

- ・「技術伝承」: 渡辺紀徳 (東京大学, TEL: 03-5841-6584)  
船崎健一 (岩手大学, TEL: 019-621-6422)
- ・「技術動向・展望その 1 (システム全体)」: 壹岐典彦 (産業技術総合研究所, TEL: 0298-61-7255)
- ・「技術動向・展望その 2 (要素技術)」: 児玉秀和 (石川島播磨重工業, TEL: 042-568-7071)
- ・「ユーザー動向」: 荒木達雄 (武蔵工業大学, TEL: 03-5707-2144)

## 創立 30 周年記念講演会・スチューデントセッション講演募集

学会創立 30 周年記念講演会 (2002 年 5 月 24 日開催) のスチューデントセッションにおいて講演発表を希望される方は、期日までに所定の手続により申し込みをお願いします。

**講演申込締切** 2001 年 (平成 13 年) 12 月 21 日(金)

**講演原稿締切** 2002 年 (平成 14 年) 3 月 29 日(金)

### 募集論文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限りします。

ガスタービン及び過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱ったもので、ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザーの実績等も歓迎します。

### 講演者の資格

本会学生会員で、1 人 1 題目に限りします。

### 講演申込方法と採否の決定

本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着 (事故) の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX 等でご連絡ください。(先に FAX で申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。) 締切後の申し込みは受け付けません。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

### 申込先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13

第 3 工新ビル 402

(社)日本ガスタービン学会

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

講演発表の採否は学会において決定し、2002 年 2 月 1 日までに結果をご連絡します。

### 講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A 4 用紙 44 字×40 行 (1 ページ) 2~6 ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集 (A 4 版) を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

### 技術論文としての学会誌への投稿

原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー 2 部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

\*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

## 創立30周年記念講演会・スチューデントセッション講演申込み

講演題目：

| 著 者 氏 名<br>(講演者に○印) | 学 校 ・ 勤 務 先<br>(略 称) | 会 員 資 格<br>(正会員・学生会員) |
|---------------------|----------------------|-----------------------|
|                     |                      |                       |
|                     |                      |                       |
|                     |                      |                       |
|                     |                      |                       |
|                     |                      |                       |

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 \_\_\_\_\_

E-mail：

TEL：( ) \_\_\_\_\_

FAX：( ) \_\_\_\_\_

講演内容 (100~200字)

講演申込期限は2001年12月21日(金)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。

## ガスタービンシンポジウム開催のお知らせ

今年度のガスタービンシンポジウムを下記の要領で開催致します。ガスタービンシンポジウムは、その時々話題性のあるテーマについて、まず第一線で活躍されている講師の方々に講演をしていただき、続いて、参加者の方々を含めた討論に発展させることによって、テーマの理解を深めることを狙いとしています。

今回は、昨年度（2000年度）に当学会の調査研究委員会（「モニタリング技術調査研究委員会」委員長：手島清美）により成果報告書が作成された「ガスタービンにおけるモニタリング技術」をテーマとして、モニタリングの現状と基礎理論、航空用ガスタービン、大型ガスタービン及び中・小型ガスタービンへの適用例について4名の方に講演していただき、さらに特殊システムへの適用、光通信利用モニタリングシステム、モニタリングの規格化等についても、4名の方に話題を提供していただきます。

参加者の方々からのご質問、ご意見、ご提案等を通じて大いに議論を盛り上げたいと考えています。奮って、ご参加下さい。

1. 日 時：2001年11月29日(木) 13：30～18：00（受付：13：10～）
2. 場 所：江戸川総合区民ホール 4F 401会議室  
東京都江戸川区船堀4-1-1（Tel：(03)5676-2211）  
都営新宿線 “船堀”下車 駅前（新宿より20～30分）

### 3. プログラム

テーマ：「ガスタービンにおけるモニタリング技術」

#### パートⅠ：実施例

司会：手島 清美氏（元、京大）

- |                |                     |                   |
|----------------|---------------------|-------------------|
| 1) 13：30-13：45 | モニタリングの現状の紹介        | 手島 清美氏            |
| 2) 13：45-14：00 | 基礎理論と航空用ガスタービンでの実施例 | 杉山 七契氏（航空宇宙技術研究所） |
| 3) 14：00-14：25 | 大型ガスタービンでの実施例       | 寺井 孝治氏（関西電力）      |
| 4) 14：25-14：50 | 中・小型ガスタービンでの実施例     | 佐藤 和憲氏（川崎重工業）     |
| 14：50-15：40    | 質疑応答                |                   |

#### パートⅡ：最近の話題

司会：筒井 康賢氏（産業技術総合研究所）

- |                |                |                  |
|----------------|----------------|------------------|
| 1) 16：00-16：15 | 特殊システム         | 井口 和春氏（荏原製作所）    |
| 2) 16：15-16：35 | 光通信利用モニタリング    | 笠 正憲氏（川崎重工業）     |
|                |                | 青柳 友広氏（マイクロネット）  |
| 3) 16：35-16：50 | モニタリングの規格化     | 黒崎 正大氏（石川島播磨重工業） |
| 16：50-18：00    | 質疑応答（パートⅠを含む。） |                  |

### 4. 参加要領

- (1) 定 員 45名（先着順）
- (2) 参加費 正 会 員 3,000円  
学生会員 1,000円  
会 員 外 5,000円

#### (3) 申込方法

申込書に必要事項をご記入の上、学会事務局宛、2001年11月26日(月)までにお送り下さい。

※注：当日、第26期調査委員会成果報告書「ガスタービンにおけるモニタリング技術」(¥6,000)を参考資料（本シンポジウムのテキストではありません）として販売いたします。

## ガスタービンシンポジウム

(2001年11月29日)

## 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<br>氏 名 | 所 属 | TEL・FAX<br>E-MAIL | GTSJの方は会員<br>No.をご記入下さい |
|-------------|-----|-------------------|-------------------------|
|             |     |                   |                         |
|             |     |                   |                         |
|             |     |                   |                         |
|             |     |                   |                         |
|             |     |                   |                         |

## 【事務局への連絡事項】

\*払込方法 (○印をつけて下さい) 参加費入金予定日 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

- 要 宛名( )
- 不要

\*領収書の発行について

- 要 宛名( )
- 不要

## 2002 年度第 1 回見学会および技術フォーラムのお知らせ

1. 日 時 2002 年 3 月 8 日(金) 13:15~16:00  
 2. 場 所 大阪大学(豊中キャンパス)基礎工学研究科  
 機械科学コース流体工学研究室(辻本研究室)  
 豊中市待兼山町 1-3 TEL 06-6850-6111  
<http://www.es.osaka-u.ac.jp/route.html>

## 3. テーマ

「HIIA ロケット開発に見る最新技術課題」  
 (最新の技術を誇る HII ロケットの失敗は大きな反響を呼んだ。チタン製の硬い羽根がなぜ疲労破壊したのか? 量的に説明しきれない未知の物理現象へのメカニズムの追求の重要さなどガスタービン関係者にとって興味深いテーマである。)

## 4. 見学会およびフォーラムスケジュール

- (1) 受付及び主催者挨拶 13:15~13:30  
 (2) 辻本研究室見学会 13:30~14:00  
 1. HII 用ターボポンプインデューサーのキャビテーション試験設備  
 2. HIIA 用ノズル横推力問題と関連した超音速風洞設備  
 3. 学生実験用ガスタービン  
 4. 小型ジェットエンジン  
 (3) フォーラム 14:00~16:00  
 「HIIA ロケット開発トピックス」  
 1. HII と関連したターボポンプインデューサーのキャビテーション不安定現象  
 2. HIIA 用ノズル横推力問題他

## 5. 参加要領

- (1) 定員 50 名(申込超過の場合は抽選し、結果を

応募者全員にご連絡します。)

- (2) 申込方法; 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。

申込み〆切; 2002 年 2 月 22 日(金)

- (3) 参加費 3000 円 当日受付にてお支払い下さい。

## 6. 交通の便(基礎工学部への経路)

[電車] 阪急電車宝塚線「石橋駅」(特急/急行も停車)下車。  
 南東へ約 1.5 km。徒歩約 25 分。

[モノレール] 大阪モノレール「柴原駅」下車。西北へ 500 m。徒歩約 10 分。

- ・JR 新幹線「新大阪駅」より

地下鉄御堂筋線(北大阪急行線経由)に乗り、「千里中央駅」下車、大阪モノレールに乗り換えて、「柴原駅」下車(基礎工学部まで「新大阪駅」から 1 時間弱程度)

- ・JR 在来線「大阪駅」より

阪急電車「梅田駅」へ行き、宝塚線に乗り、「石橋駅」下車(基礎工学部まで「大阪駅」から 1 時間弱程度)  
 または「蛍池駅」で下車し、大阪モノレールに乗り換えて、「柴原駅」下車(基礎工学部まで「大阪駅」から 1 時間程度)

- ・大阪伊丹空港より

大阪モノレールに乗り、「柴原駅」下車(基礎工学部まで空港から半時間弱程度)

- ・関西空港より

大阪伊丹空港行きのバスに乗り、大阪伊丹空港から大阪モノレールに乗り、「柴原駅」下車(基礎工学部まで関西空港から 2 時間程度) JR や南海電車を利用するルートもあります。

## 見学会・フォーラム参加申込書

申込〆切日(2002 年 2 月 22 日) 開 催 日(2002 年 3 月 8 日)

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

|        |   |     |  |
|--------|---|-----|--|
| 氏 名    |   |     |  |
| 勤務先    |   |     |  |
| 勤務先住所  | 〒 |     |  |
| TEL    |   | FAX |  |
| 連絡先    | 〒 |     |  |
| E-mail |   |     |  |

## 2001年版会員名簿発行のお知らせ

予定より遅くなりましたが、2001年版会員名簿を発行いたしました。

先日調査用紙をお配りした時に購入希望を伺い、購入希望“有”の方には、請求書を付けてお送り致します。

購入希望“無”とした方、又はチェックなさらなかった方で、ご希望の方は、下記申込用紙にご記入の上、FAXにて事務局までお送りください。なお、前金制となっておりますので、ご入金確認次第、会員名簿をお送り致します。

### 会員名簿申込書

(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 |  |
| E-MAIL |  |     |  |

|                   | 単 価    | 希 望 部 数 |
|-------------------|--------|---------|
| 会 員 名 簿 (2001 年版) | ¥3,500 | 部       |

#### 【事務局への連絡事項】

##### \* 送金方法 (○印をつけて下さい)

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

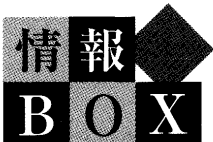
送金予定日 月 日

##### \* 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



## 新世紀客船エネルギーシステム講演会

主 催：(社)日本マリンエンジニアリング学会  
日 時：平成13年(2001年)12月6日(木) 13:00より  
場 所：東京商船大学 越中島会館内講堂  
協賛学会会員参加費：¥4,000(予稿集1部代金を含む)  
連絡先：(社)日本マリンエンジニア学会事務局  
電話：03-5396-0461  
FAX：03-5396-0462  
E-mail: yamashita@mesj.or.jp  
締めきり：11月30日

### 講演主旨

一般に商船のうち、客船に求められるものといえば高い居住性であるといえます。日本国内でも数隻の大型客船が運行され、その快適な旅を求めて乗客が集まっています。2000年欧州において、そのさらなる快適さ、そして運行のメンテナンス面から主機にガスおよび蒸気タービンのコンバインドサイクルを用いた客船「ミレニウム」号の運行が始まり注目を集めております。海上から陸上に目を向けたときにも、客船は一つの街を形成していることから、このコンパクトにまとめられたエネルギーシステムは、今後の陸上分散電源等の参考になると考えられます。

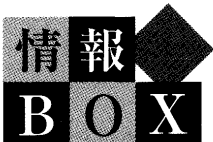
今回の講演会では、以下の講演を予定しています。いずれもテーマは仮題です。

1. 「ミレニウム」号を中心としたGTコンバインドサイクル (GE Ms Janna M. Thames)
2. 客船について (大阪府立大 池田教授)
3. 新型客船について (国内造船所)
4. 運行およびその管理面について (日本郵船株 客船飛鳥機関長)
5. 今後の客船について (国内船主)

## ▷ 入 会 者 名 簿 ◁

### 〔正会員〕

|                |                       |                      |               |
|----------------|-----------------------|----------------------|---------------|
| 姫野 武洋(宇宙開発事業団) | 鈴村 宣行( I H I )        | 星野 元亮(本田技研)          | 樋上 公貴(東海大)    |
| 有川 秀行(日立)      | 池田 貴幸(東工大)            | 藤井 智晴(電中研)           | 杉山 怜(都立科技大)   |
| 鐘尾 幸久(本田技研)    | 今村 亮(川崎重工)            | 山田 剛正(富士重工)          | 上原 麻美子(都立科技大) |
| 佐野 訓弘(住友金属)    | 大内 國雄(三菱重工ガスタービンサービス) | CHTYK OXANA(M P E I) | 押味 加奈(都立科技大)  |
| 上野 茂樹(北見工大)    | 小西 金平(電源開発)           | 〔学生会員〕               |               |
| 高橋 厚史(九大)      | 相曾 健司(電源開発)           | 藤原 達也(東大)            |               |
| 山田 貴延(北見工大)    | 譚 春青(航技研)             | 西川 智史(東大)            |               |
|                | 岩田 隆徳(電気精密加工研究所)      | 朝賀 裕一朗(法政大)          |               |



## 新世紀客船エネルギーシステム講演会

主 催：(社)日本マリンエンジニアリング学会  
日 時：平成13年(2001年)12月6日(木) 13:00より  
場 所：東京商船大学 越中島会館内講堂  
協賛学会会員参加費：¥4,000(予稿集1部代金を含む)  
連絡先：(社)日本マリンエンジニア学会事務局  
電話：03-5396-0461  
FAX：03-5396-0462  
E-mail: yamashita@mesj.or.jp  
締めきり：11月30日

### 講演主旨

一般に商船のうち、客船に求められるものといえば高い居住性であるといえます。日本国内でも数隻の大型客船が運行され、その快適な旅を求めて乗客が集まっています。2000年欧州において、そのさらなる快適さ、そして運行のメンテナンス面から主機にガスおよび蒸気タービンのコンバインドサイクルを用いた客船「ミレニウム」号の運行が始まり注目を集めております。海上から陸上に目を向けたときにも、客船は一つの街を形成していることから、このコンパクトにまとめられたエネルギーシステムは、今後の陸上分散電源等の参考になると考えられます。

今回の講演会では、以下の講演を予定しています。いずれもテーマは仮題です。

1. 「ミレニウム」号を中心としたGTコンバインドサイクル (GE Ms Janna M. Thames)
2. 客船について (大阪府立大 池田教授)
3. 新型客船について (国内造船所)
4. 運行およびその管理面について (日本郵船株 客船飛鳥機関長)
5. 今後の客船について (国内船主)

## ▷ 入 会 者 名 簿 ◁

### 〔正会員〕

|                |                       |                      |               |
|----------------|-----------------------|----------------------|---------------|
| 姫野 武洋(宇宙開発事業団) | 鈴村 宣行( I H I )        | 星野 元亮(本田技研)          | 樋上 公貴(東海大)    |
| 有川 秀行(日立)      | 池田 貴幸(東工大)            | 藤井 智晴(電中研)           | 杉山 怜(都立科技大)   |
| 鐘尾 幸久(本田技研)    | 今村 亮(川崎重工)            | 山田 剛正(富士重工)          | 上原 麻美子(都立科技大) |
| 佐野 訓弘(住友金属)    | 大内 國雄(三菱重工ガスタービンサービス) | CHTYK OXANA(M P E I) | 押味 加奈(都立科技大)  |
| 上野 茂樹(北見工大)    | 小西 金平(電源開発)           | 〔学生会員〕               |               |
| 高橋 厚史(九大)      | 相曾 健司(電源開発)           | 藤原 達也(東大)            |               |
| 山田 貴延(北見工大)    | 譚 春青(航技研)             | 西川 智史(東大)            |               |
|                | 岩田 隆徳(電気精密加工研究所)      | 朝賀 裕一朗(法政大)          |               |

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

| 会 合 名  | 開催日・会場   | 詳細問合せ先   |
|--|--|--|
| ウィークエンドセミナー 2001<br>「21 世紀を支える機械技術」                                    | H 13/11/30<br>建設交流館<br>8 階グリーンホール                  | 日本機械学会関西支部<br>TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049<br>E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp                       |
| 第 19 回燃焼の基礎に関する講習会   | H 13/12/5-6<br>東京ガス(株)<br>技術研究所 講堂                 | 日本エネルギー学会<br>TEL: 03-3834-6456 FAX: 03-3834-6458<br>E-MAIL: events@jie.or.jp                             |
| 第 45 回特別基金講演会<br>- 新世紀客船エネルギーシステム講演会 -                                 | H 13/12/6<br>東京商船大学<br>越中島会館講堂                     | 日本マリンエンジニアリング学会<br>TEL: 03-5396-0461 FAX: 03-5396-0462<br>E-MAIL: yamashita@mesj.or.jp                   |
| 第 23 回 CIMAC ハンブルグ大会<br>報告講演会  | H 13/12/6<br>主婦会館 地下 2 階<br>クラルテ国際会議室              | 日本内燃機関連合会 講演会事務局<br>TEL: 03-3574-7882 FAX: 03-3574-7883<br>E-MAIL: jiccf@jiccf.org                       |
| 自動車用材料の高温特性研究の最先端  | H 13/12/7<br>川崎製鉄(株)<br>東京本社 30 階 A 会議室            | 日本金属学会 分科会シンポジウム係<br>TEL: 022-223-3685 FAX: 022-223-6312<br>E-mail: symposium@jim.or.jp                  |
| 第 252 回講習会<br>実務者のための振動基礎 (振動解析の実<br>習, 計測機器のデモ紹介付き)                   | H 13/12/18-19<br>大阪科学技術センター<br>8 階 中ホール            | 日本機械学会関西支部<br>TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049<br>E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp                       |
| 第 23 回講習会<br>最新の機器設計に必要な歯車技術の基礎<br>から応用まで - 基礎編 -                      | H 13/12/21<br>大阪科学技術センター<br>404 号室                 | 日本機械学会関西支部<br>TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049<br>E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp                       |
| JSME/ASME International Conference<br>on Materials and Processing 2002 | H 14/10/15-18<br>米国ハワイ州オアフ島<br>マリOTTワイキキビ<br>ーチホテル | 実行委員会委員長<br>早稲田大学理工学部機械工学科 川田宏之<br>TEL: 03-5286-3261 FAX: 03-5273-2667<br>E-MAIL: kawada@mn.waseda.ac.jp |

## 原稿送付先および原稿執筆要領請求先 移転のお知らせ

11 月 23 日をもちまして本社および制作部が移転 (転居) 致します。

原稿送付につきましては、下記住所までお願い致します。

ニッセイエブロ株式会社 制作部 デジタル編集課

編集校正係 佐藤 孝憲

〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4

TEL: 03-5733-5157 FAX: 03-5733-5168

E-mail: degihen@magical3.egg.or.jp

(メールアドレスに変更は有りません)

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

| 会 合 名  | 開催日・会場   | 詳細問合せ先   |
|--|--|--|
| ウィークエンドセミナー 2001<br>「21 世紀を支える機械技術」                                    | H 13/11/30<br>建設交流館<br>8 階グリーンホール                  | 日本機械学会関西支部<br>TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049<br>E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp                       |
| 第 19 回燃焼の基礎に関する講習会   | H 13/12/5-6<br>東京ガス(株)<br>技術研究所 講堂                 | 日本エネルギー学会<br>TEL: 03-3834-6456 FAX: 03-3834-6458<br>E-MAIL: events@jie.or.jp                             |
| 第 45 回特別基金講演会<br>- 新世紀客船エネルギーシステム講演会 -                                 | H 13/12/6<br>東京商船大学<br>越中島会館講堂                     | 日本マリンエンジニアリング学会<br>TEL: 03-5396-0461 FAX: 03-5396-0462<br>E-MAIL: yamashita@mesj.or.jp                   |
| 第 23 回 CIMAC ハンブルグ大会<br>報告講演会  | H 13/12/6<br>主婦会館 地下 2 階<br>クラルテ国際会議室              | 日本内燃機関連合会 講演会事務局<br>TEL: 03-3574-7882 FAX: 03-3574-7883<br>E-MAIL: jiccf@jiccf.org                       |
| 自動車用材料の高温特性研究の最先端  | H 13/12/7<br>川崎製鉄(株)<br>東京本社 30 階 A 会議室            | 日本金属学会 分科会シンポジウム係<br>TEL: 022-223-3685 FAX: 022-223-6312<br>E-mail: symposium@jim.or.jp                  |
| 第 252 回講習会<br>実務者のための振動基礎 (振動解析の実<br>習, 計測機器のデモ紹介付き)                   | H 13/12/18-19<br>大阪科学技術センター<br>8 階 中ホール            | 日本機械学会関西支部<br>TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049<br>E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp                       |
| 第 23 回講習会<br>最新の機器設計に必要な歯車技術の基礎<br>から応用まで - 基礎編 -                      | H 13/12/21<br>大阪科学技術センター<br>404 号室                 | 日本機械学会関西支部<br>TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049<br>E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp                       |
| JSME/ASME International Conference<br>on Materials and Processing 2002 | H 14/10/15-18<br>米国ハワイ州オアフ島<br>マリOTTワイキキビ<br>ーチホテル | 実行委員会委員長<br>早稲田大学理工学部機械工学科 川田宏之<br>TEL: 03-5286-3261 FAX: 03-5273-2667<br>E-MAIL: kawada@mn.waseda.ac.jp |

## 原稿送付先および原稿執筆要領請求先 移転のお知らせ

11 月 23 日をもちまして本社および制作部が移転 (転居) 致します。

原稿送付につきましては、下記住所までお願い致します。

ニッセイエブロ株式会社 制作部 デジタル編集課

編集校正係 佐藤 孝憲

〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4

TEL: 03-5733-5157 FAX: 03-5733-5168

E-mail: degihen@magical3.egg.or.jp

(メールアドレスに変更は有りません)

21世紀は環境の世紀ともいわれ、次世代に健全な地球環境を引き継ぐことが求められており、ガスタービン技術も例外ではありません。本11月号は環境負荷低減技術小特集号として3編の解説が企画されました。まず産業廃棄物低減となる吸気フィルターの洗浄による長寿命化技術、ついで低NO<sub>x</sub>化技術として、大型・中小型産業用GTと航空用GTの希薄予混合燃焼技術の着実な進歩と新たな開発動向、最後に、非化石エネルギー利用技術としてバイオガスのGT燃焼技術が解説されています。さらに一般解説ですが、エネルギー供給の新局面である分散型電源向けに中容量GTコンバインドサイクル発電システムも紹介されました。なお、吸気フィルターについては、機能・特性や多くの事例が97年12月特集号に紹介されています。併せてご参照ください。

講義は環境の話題にマッチする形で今号より2回にわたって流体騒音となります。一般解説では、GTの設計技術の高度化に不可欠な計測技術の現状と最近の動向が解説され、研究便りでは、GTや過給機の弛まぬ高性能化、高信頼性へ向けた三菱重工長崎研究所の研究が紹介されています。見聞録ではインドのホットな航空機産業事情も紹介していただきました。

表紙によせては、歴史的なものが続いており誌上「プロジェクトX」としていつも期待しています。ただ、担当された編集委員は先輩執筆者を捜すのに大変ご苦労されているようです。今回は30年前に開発された移動発電装置ですが、まだ現役とはすばらしいことです。

9月11日に旅客機を凶器にした同時多発テロによってWTCがバベルの塔のごとく倒壊し、多数の犠牲者がでました。次世代へ健全な環境を引き継ぐ努力を瞬時にして打ち砕く愚行として許せない思いの一方、バイオガスの解説の中で、シャンプー添加物が廻りまわってガスエンジンのトラブルを引き起こしているという記述には文明社会が抱える環境問題の奥深さを感じさせました。

最後になりましたが、本号の発行にあたり、お忙しい中執筆していただきました執筆者の方々に感謝の意を表します。なお本11月号は、山本前理事（早大）、遠崎前委員（KHI）、濱崎委員（IHI）、西村委員（MHI）が企画編集を担当され、今期より合田委員（KHI）と平岡理事（海技研）が編集担当に加わりました。

（平岡 克英）

#### 〈表紙写真〉

#### 1000 kVA ガスタービン移動発電装置

説明：石川島播磨重工業株式会社は昭和47年に航空機用ガスタービンT58エンジンを発電機用に応用し1000 kVAの移動発電装置（電源車）を開発製造した。右上の写真は主機IM100ガスタービンエンジンのカットモデルである。装置本体の写真は当時日本電信電話公社（現NTT）に納入されたもので、33台が災害対策用として日本各地に配備された。6年前の阪神淡路大震災のときには同装置が現地に投入され電力供給に活躍した。

（提供：石川島播磨重工業株式会社）

だより

## ♣事務局 ☒ ♣

読書の秋、食欲の秋もう過ぎ去ってしまったのか、ここ新宿でも急に暖房がほしいくらいの寒さになってきました。早いもので、もう今年最後の学会誌です。

さて、今年の秋季講演会は秋田市で開催されました。

発表論文数も多かったせいか、はたまた秋の秋田の魅力のせいのかたくさんの方の参加を得、盛会裡に終了しました。

秋田では、丁度新米で作った“きりたんぼ”や収穫のはじまったハタハタの時期で、おいしいお酒と共に皆さん思う存分秋田の味を堪能なさったようでした。

また、学会終了後は、紅葉の見ごろな田沢湖や男鹿半島へと足を延ばされた方も多かったようです。

さて、これからは会告にもありますように11月29日のシンポジウム、また、来年1月のセミナーと行事の企

画も目白押しです。

特にシンポジウムは2003年に国際会議が開かれる江戸川区民ホールで開催されますので、是非この機会に会場もご覧いただけたらと思います。

国際会議のアナウンスもホームページでというご意見も多くあり、出来るだけホームページを充実させたいと考えていますので、皆様もまずガスタービン学会のホームページを開いて会告のチェックをしてみてください。

21世紀最初の年もあつという間に過ぎ去ろうとしています。先行き希望がもてない様なことばかり多かったです。1年でしたが、2002年は少しでも明るい話題が多くなることを祈りつつ、今年最後の“事務局だより”を終わります。

[A]

21世紀は環境の世紀ともいわれ、次世代に健全な地球環境を引き継ぐことが求められており、ガスタービン技術も例外ではありません。本11月号は環境負荷低減技術小特集号として3編の解説が企画されました。まず産業廃棄物低減となる吸気フィルターの洗浄による長寿命化技術、ついで低NO<sub>x</sub>化技術として、大型・中小型産業用GTと航空用GTの希薄予混合燃焼技術の着実な進歩と新たな開発動向、最後に、非化石エネルギー利用技術としてバイオガスのGT燃焼技術が解説されています。さらに一般解説ですが、エネルギー供給の新局面である分散型電源向けに中容量GTコンバインドサイクル発電システムも紹介されました。なお、吸気フィルターについては、機能・特性や多くの事例が97年12月特集号に紹介されています。併せてご参照ください。

講義は環境の話題にマッチする形で今号より2回にわたって流体騒音となります。一般解説では、GTの設計技術の高度化に不可欠な計測技術の現状と最近の動向が解説され、研究便りでは、GTや過給機の弛まぬ高性能化、高信頼性へ向けた三菱重工長崎研究所の研究が紹介されています。見聞録ではインドのホットな航空機産業事情も紹介していただきました。

表紙によせては、歴史的なものが続いており誌上「プロジェクトX」としていつも期待しています。ただ、担当された編集委員は先輩執筆者を捜すのに大変ご苦労されているようです。今回は30年前に開発された移動発電装置ですが、まだ現役とはすばらしいことです。

9月11日に旅客機を凶器にした同時多発テロによってWTCがバベルの塔のごとく倒壊し、多数の犠牲者がでました。次世代へ健全な環境を引き継ぐ努力を瞬時にして打ち砕く愚行として許せない思いの一方、バイオガスの解説の中で、シャンプー添加物が廻りまわってガスエンジンのトラブルを引き起こしているという記述には文明社会が抱える環境問題の奥深さを感じさせました。

最後になりましたが、本号の発行にあたり、お忙しい中執筆していただきました執筆者の方々に感謝の意を表します。なお本11月号は、山本前理事（早大）、遠崎前委員（KHI）、濱崎委員（IHI）、西村委員（MHI）が企画編集を担当され、今期より合田委員（KHI）と平岡理事（海技研）が編集担当に加わりました。

（平岡 克英）

#### 〈表紙写真〉

#### 1000 kVA ガスタービン移動発電装置

説明：石川島播磨重工業株式会社は昭和47年に航空機用ガスタービンT58エンジンを発電機用に応用し1000 kVAの移動発電装置（電源車）を開発製造した。右上の写真は主機IM100ガスタービンエンジンのカットモデルである。装置本体の写真は当時日本電信電話公社（現NTT）に納入されたもので、33台が災害対策用として日本各地に配備された。6年前の阪神淡路大震災のときには同装置が現地に投入され電力供給に活躍した。

（提供：石川島播磨重工業株式会社）

だより

## ♣事務局 ☒ ♣

読書の秋、食欲の秋もう過ぎ去ってしまったのか、ここ新宿でも急に暖房がほしいくらいの寒さになってきました。早いもので、もう今年最後の学会誌です。

さて、今年の秋季講演会は秋田市で開催されました。

発表論文件数も多かったせいか、はたまた秋の秋田の魅力のせいのかたくさんの方の参加を得、盛会裡に終了しました。

秋田では、丁度新米で作った“きりたんぼ”や収穫のはじまったハタハタの時期で、おいしいお酒と共に皆さん思う存分秋田の味を堪能なさったようでした。

また、学会終了後は、紅葉の見ごろな田沢湖や男鹿半島へと足を延ばされた方も多かったようです。

さて、これからは会告にもありますように11月29日のシンポジウム、また、来年1月のセミナーと行事の企

画も目白押しです。

特にシンポジウムは2003年に国際会議が開かれる江戸川区民ホールで開催されますので、是非この機会に会場もご覧いただけたらと思います。

国際会議のアナウンスもホームページでというご意見も多くあり、出来るだけホームページを充実させたいと考えていますので、皆様もまずガスタービン学会のホームページを開いて会告のチェックをしてみてください。

21世紀最初の年もあつという間に過ぎ去ろうとしています。先行き希望がもてない様なことばかり多かった1年でしたが、2002年は少しでも明るい話題が多くなることを祈りつつ、今年最後の“事務局だより”を終わります。

[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者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、本会で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  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168  
ニッセイエブロ(株) 制作部デジタル編集課  
E-mail: degihen@magical3.egg.or.jp  
学会誌担当 佐藤孝憲

## 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、ガスタービンおよ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い執筆し、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. 29 No. 6 2001. 11

発行日 2001年11月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 三巻利夫

発行者 酒井俊道

〒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)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2001, (株)日本ガスタービン学会

### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

学術著作権協会

TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619

E-mail: naka-atsu@muji.biglobe.ne.jp