



おめでたいタービンの話

千葉工業大学 水 町 長 生

今年は終戦後 40 年になる。これからの話は 40 年以上も前の戦争中の古い話で恐縮ですが、私にとっては正月早々に書く今年最初原稿であり、おめでたい正月に、おめでたいタービンの話をするのも正月にふさわしいと独断し、話を進めることにする。

私は昭和 15 年に大学を卒業した後、当時の東大航空研究所で航空発動機の研究に従事していた。当時の航空機や航空発動機は、当時の社会的要請特に国防上の緊急性から、その発達が強くと要望されると共に、工学および工業技術の最先端を行くもので、今でいうハイテクノロジーに相当する分野であった。

当時の飛行機は“より速く”“より高く”“より遠くへ”というオリンピックのスローガンと同様に、研究の目的もこの 3 点に重点がおかれていた。

東大の航空研究所も、当然この 3 点を目標に研究が進められていた。その中でも“より遠くへ”という分野では、既に昭和 13 年に真紅の翼の航研長距離機によって、11,651 km の世界周回記録を樹立し、長距離飛行に対する航空研究所の研究業績は高く評価されていた。

この実績をみて、昭和 15 年に航空研究所に朝日新聞社から、大きな研究プロジェクトの委託が行われた。昭和 15 年は皇紀 2600 年で、これを記念して、無着陸長距離飛行の世界記録を樹立するために、A-26 試作機 2 機を製作するものであって、航空研究所、中島飛行機および立川飛行機が担当し、航空研究所が、研究および設計の指導を行うものであった。長距離飛行にとって、最も重要なことはエンジンの燃料消費率を低減させることである。エンジンは 2 速過給機付空冷二重星型 14 気筒で、双発の飛行機であった。

燃費低減のため、圧縮比を上げ、稀薄混合比を

使用することが必要であり、そのため気化器、吸排気系統、過給機、点火栓の位置、多重点火等の研究が行われた。私は昭和 15、16 年にかけて、これらの研究に従事した。このような研究の結果、燃料消費率を画期的に低下させることに成功した。

試作機 2 機は昭和 17 年に完成したが、その中の 1 機は悲劇的な最後をとげた。昭和 17 年は戦争の最中であり、日、独、伊の同盟国は、英、米、仏等の連合軍に包囲されていた。日本は同盟国独乙と連絡をとる必要があるが、海上は連合軍によって封鎖されていたため、昭和 17 年の夏、日本と独乙を飛行機で直接連絡する計画が立てられ、その目的に A-26 の 1 機が使用されることになった。日本を発った A-26 は途中、当時日本が占領していたシンガポールに中継着陸し、シンガポールから独乙まで、単独無着陸飛行に出発した。しかしシンガポールを出発したまま、印度洋上で行方不明になり、悲劇の生涯を閉じたが、軍事上の機密事項として発表されることはなかった。

他の 1 機は昭和 17 年 11 月、当時の満洲白城子において、周回飛行を行い、16,435 km の周回無着陸飛行の新記録を樹立したが、これも戦時中のことで、一切発表されることはなかった。

航空研究所には、以上の他“より高く”というプロジェクトで高々度飛行の研究が行われた。昭和 14 年から航二という名前の研究で、実用上昇限度 10,000 m を目標にしたものであった。また、“より速く”というテーマで研-3 という研究が行われていた。

昭和 19 年から“より高く”と“より遠くへ”の両方を目標にした航空研究所最後のプロジェクトが発足した。これは海軍航空本部からの研究の委託であって、エンジンは三菱 MK-3A を使用し、高空性能を改善するために、3 段過給機を使用し第 1 段および第 2 段過給機は排気タービンで駆動し、第 3 段過給機は機械駆動によるものであった。

過給機の全圧力比は 8.1 という高い圧力比であ

(昭和 60 年 1 月 21 日原稿受付)

り、排気タービンの膨張比は4.75という高い値であった。排気タービンは未だラジアルタービンは開発されておらず、軸流タービンであった。

さて、前書きが長くなったが、いよいよ本題の結論に進むことにしよう。

この排気タービンを私が担当することになった。問題はどのように高い膨張比のタービンを、どのようにして効率の高いものを設計するかということであった。当時アメリカのB-29等に使用される排気タービンは、現在記憶が定かでないが、恐らく膨張比は2以下ではなかったかと思う。問題はノズルの膨張比であった。当時の排気タービンは何れもノズルの膨張比が低く、先細ノズルを使用していた。われわれのタービンではノズルの膨張比が2.65という高い膨張比で、限界膨張比を遥かに超えるため、超音速用の末広ノズルを採用することになり、末広ノズルを排気タービンに使用する場合の諸問題について研究を進めた。

私はこの研究で一つの重要な現象を発見することができた。上記の研究で高度12,000 mにおける排気ガスタービン駆動過給機付航空発動機の性能計算を行っていた時、エンジンの運転範囲に不安定な運転範囲が存在することがわかった。これは過給機、排気タービン、エンジンおよびプロペラの4者を一つのシステムとして、その運動特性を解析した結果、静的には釣合っているが、動的には不安定な範囲があることがわかり、不安定の条件を明らかにすることができた。この研究により、当時排気タービン付飛行機が、飛行中に原因不明で突如不安定な運転に入り、危険状態に陥ることがあったが、この現象の原因およびその防止対策を明らかにすることができた。

さてこの高々度用エンジンの使用目的は誠に雄大であった。このエンジンを中国飛行機の4発飛行機“連山改”に搭載し、アメリカ本土を爆撃す

ることであった。日本を出発した飛行機は大平洋を横断し、アメリカ本土上空12,000 mを飛行しながら軍事基地を爆撃し、米大陸を横断の後、更に大西洋を横断し、同盟国ドイツに着陸するものであった。航続距離は25,000 km以上であったと思う。高度12,000 mは高射砲の弾もとどかず、戦闘機も上昇できない高度であった。

航空研究所で毎日夜おそく迄、排気タービン用末広ノズルの研究を進めていた。日本の敗色濃厚な昭和19年の終り頃、海軍から研究の進展状況を見るために、視察が行われることになった。当日は海軍から中将閣下や少将閣下など数名のおえら方が東大へ視察に見えた。愈々私のノズル研究室に視察に見え、排気タービンの研究の進展状況を説明した。私はB-29等に搭載されているアメリカのエンジンの排気タービンには先細ノズルが使用されているが、われわれの計画の排気タービンは、膨張比が世界で一番大きいため、先細ノズルを使用することができず、末広ノズルを使用する計画で研究を進めている旨の説明を行った。それまで真剣な顔で説明をきいておられた中将閣下が、私の説明をきくや、にっこりと快心の笑みをもらし、次のように言われた。「タービンに末広を使った“めでたいタービン”があるとは知らなかった。アメリカが先細を使い、日本が末広を使っている。それではアメリカの前途は先細で暗い。日本は末広で前途洋々たるものがある。これで日本は勝つことができる。一生懸命頑張ってくれ」と言って、中将閣下は私の肩をたたき、部屋を出て行かれた。

その後戦況は日本にとって、益々不利な方向に進み、この雄大な計画は実現することなく、先細タービンのアメリカが勝ち、末広タービンの日本は、敗戦の日を迎えた。40年前の話である。

1. はじめに

航空エンジンの高性能化に伴い、制御装置の完全なデジタル電子化が必須であり、世界でその導入のための研究・開発が進められ、一部で実用化されている。

以下にその技術の動向について、概要、ハードウェア、ソフトウェアなど、さらに、世界の開発状況、航空分野以外のあらましについて、できるだけ表、図にまとめて紹介をこころみたい。

2. 概要

2-1. FADECの意味 FADEC(FULL AUTHORITY DIGITAL ELECTRONIC CONTROL)は、図1に示すように従来の油圧機械式に置き代り、燃料コントロールの感知及び演算機能を行う電子装置である。ジェットエンジン・コントロールの分野では、電子技術の進展に伴い、FADEC化が主要な技術課題になっている。

2-2. ジェットエンジン・コントロールの技術的変遷 ジェットエンジンには、1950年代後半から全速度ガバナー、始動・加速・減速燃料制御機構を一つのケースに収納し

た本格的な油圧機械式燃料制御装置が使われるようになった。以後、図2に示す変遷を経て現在に至っている。

2-3. 必要性・特徴・利点 図3に、エン

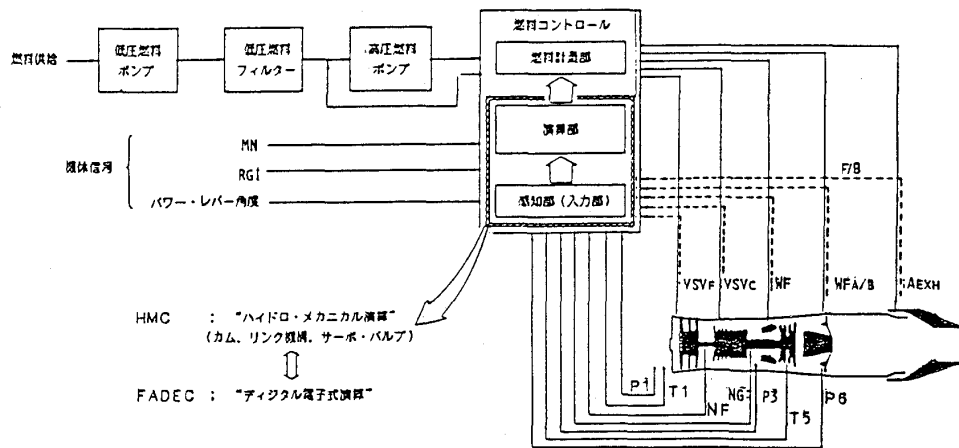


図1. エンジン制御

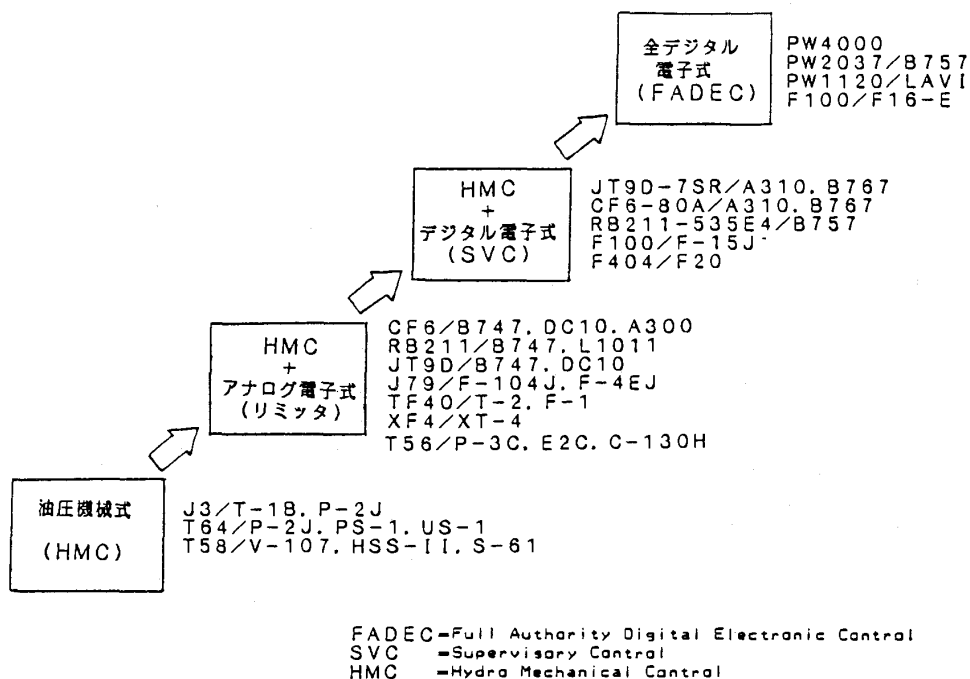


図2. 技術的変遷

(昭和60年1月22日原稿受付)

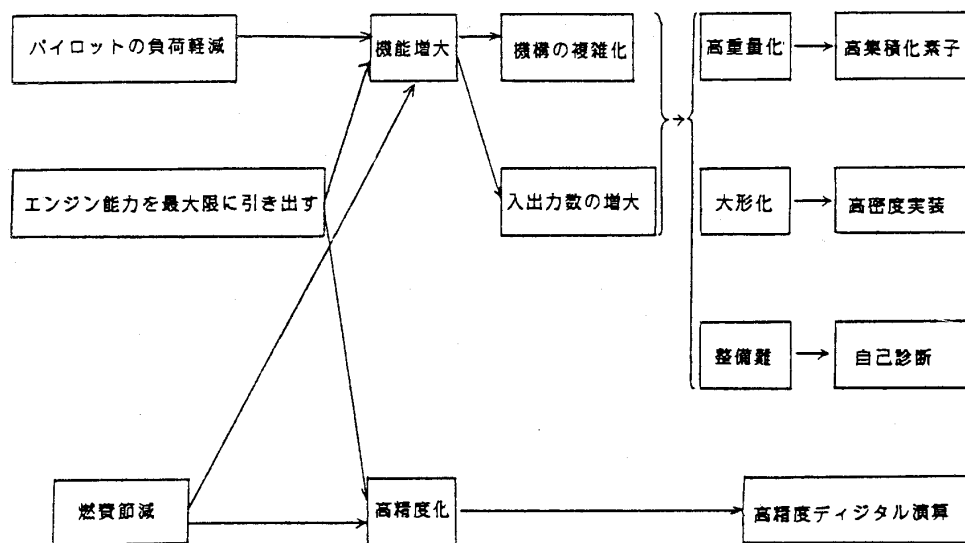


図3. FADECの必要性

2-4. FADECの使用環境と信頼性要求

FADECの搭載場所としては、コンコルドのように機体に搭載されるものもあるが、整備性、ケーブルの長さの点からエンジンに直接搭載されるものが増えている。図8⁽¹⁾はエンジン搭載例で、FADECはファンケーシングに取り付けられており、温度・振動など厳しい環境にさらされる。

可変静翼 (VG) 角度

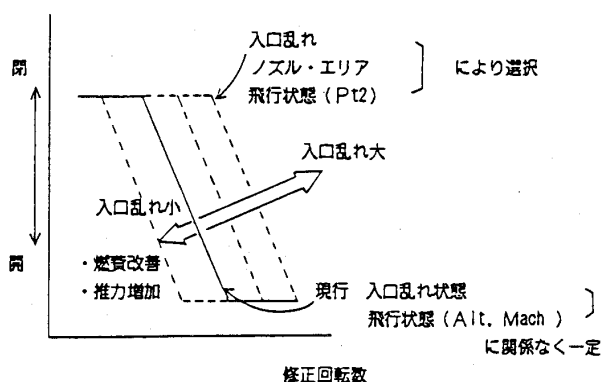


図4. 作動安定性の向上

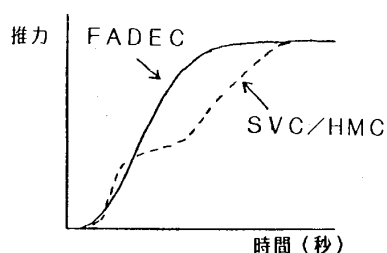


図5. 加速時間の短縮

ジンへの要求の増大と仕様の高度化、機械油圧式の直面する問題点及び電子式での解決方法の関連により、FADECの必要性を示した。高度化するエンジンに対する要求の実現はマイクロプロセッサを中心とした小型・軽量の電子装置により始めて可能となる。FADECの特徴及び利点を表1にまとめた。

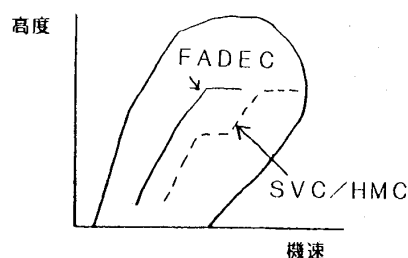


図6. 高度再着火領域の拡大

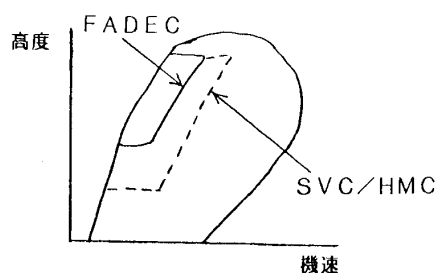


図7. アフタバーナ作動の改善

民間用ファンエンジンのFADEC環境条件の1例を表2に示す⁽²⁾。また、FADECは航空機構成部品として、表3の民間エンジン用に示すように高い信頼性が要求される。

3. ハードウェア

3-1. 電子制御部 電子制御部はエンジン制御の主要機能を果たす部分で、きびしい環境条件の中で、要求される信頼性を満たすように構造設計され、筐体に収められ、エンジン・ファンケーシングなどに取付けられる。

表 1. FADECの特徴・利点

FADECの特徴	エンジンに与える利点	機体に与える利点
デジタル・コンピュータの高精度、高演算能力により、FADECはハイドロ・メカニカル・コントロールに比べ以下のような優れた特徴を持っている。	FADECの特徴を充分に活用することにより以下のような利点をエンジンに与えることができる。	エンジンへの利点は、以下のような機体としての利点に反映させることができる。
ア. 高精度演算による制御精度向上	ア. エンジン性能の向上	ア. 機体性能の向上
イ. 多数の入力信号を組み合わせた制御、ロジックの複雑、高度化が可能	(a) 作動安定性の向上 (図4) (b) 加速時間の短縮 (図5) (c) 燃料消費率の低減 (d) 再着火特性の向上 (図6) (e) アフタバーナ作動制限の緩和 (図7)	(a) 高迎角、横揺角運動性向上 (b) 応答特性の向上 (c) 航続距離の増大 (d) 機体とエンジンの一体化が可能
ウ. 冗長系、故障対策ロジックの採用による信頼性の向上	イ. 機体システムとの交信能力増強 ウ. 整備費の低減	イ. パイロットの操作負担軽減 ウ. 運用費の低減
エ. ソフトウェアの変更によるロジック変更が容易	(a) ホット・パーツ故障率、交換率の低減 (b) 故障識別の容易化 (c) トリム運転不要による燃料費節減 エ. 信頼性の向上 オ. エンジン・グロスへの対応が容易 カ. 問題解決が容易、開発期間の短縮	(a) 燃料費の低減 (b) 整備費の低減 エ. ミッション達成率の向上

表 2. FADEC環境条件

条 件	範 囲
1) 温 度	-54℃~110℃
2) 湿 度	95±5% (50℃にて)
3) 高 度	0 ~ 50,000ft
4) 外圧耐圧	±1 kg/cm ² G
5) 強 度	
イ) 振 動	15g
ロ) 衝 撃	30g
ハ) 持続加速度	10g

表 3. FADEC信頼性目標

条 件	範 囲
1) 危険な状態への暴走	0.01件/10 ⁶ 時間以内
2) 飛行中エンジン停止率	10件/10 ⁶ 時間以内
3) 推力制御不能率	10件/10 ⁶ 時間以内

外部との接続は圧力計測用空気ポート、光コネクタ、電気的コネクタ、あるいは冷却用燃料ポート

によりなされ、内部的には電源部、インターフェース部、プロセッサ部、メモリ部、駆動回路部などから構成される。電子制御部のブロック図の例を図9に示す。

3-1-1. システム構成 システムは高度な信頼性要求を満たすために、多重化構成がとられる。産業用ガスタービンでは3重系構成が多く使われているが、航空用としては重量、形状、消費電力の面で2重系構成

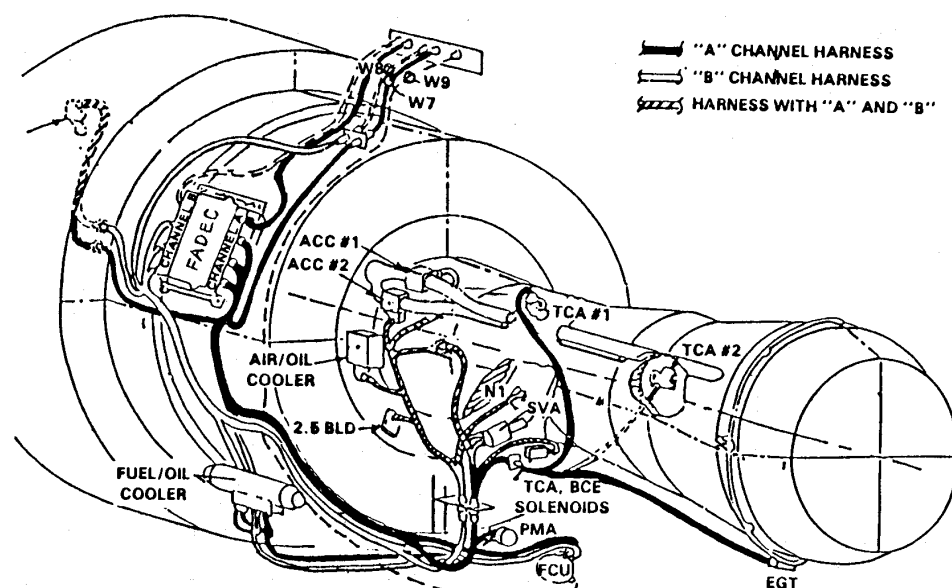


図 8. エンジンへの搭載

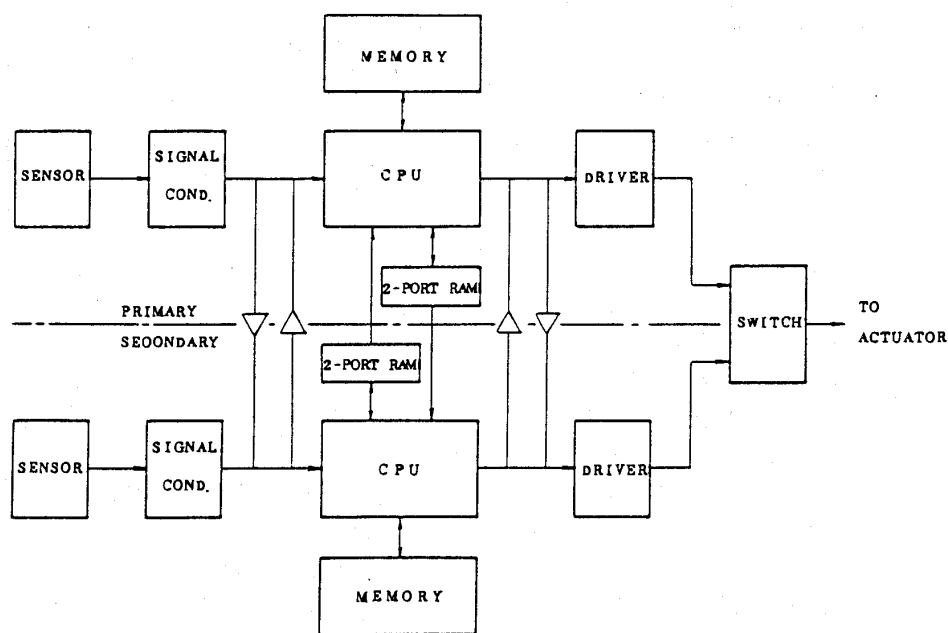


図9. FADECのブロック図

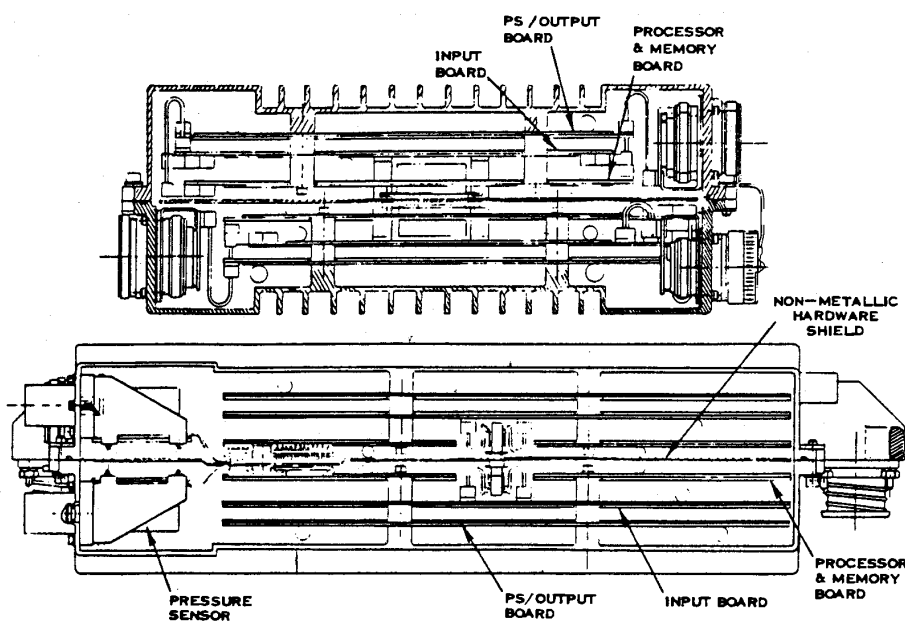


図10. 実装図

が多い。

F100エンジンのFADECであるDEEC⁽³⁾(DIGITAL ELECTRONIC ENGINE CONTROL)は2重入力センサ、2重巻線トルクモータ等の部分的冗長化をしたFADECとハイドロメカ・バックアップにより構成されている。これに対して民間用PW2037エンジンでは相互交信回路を持った完全2重化FADEC⁽¹⁾が使われている。

3-1-2. 高密度実装
FADECの構造は図10⁽¹⁾に示すように、回路素子を組付けたプリント基板が容積の大部分を占め、プリント基板部の高密度実装が要求されている。高密度実装の方法⁽⁴⁾としては、LSI(LARGE SCALE INTEGRATED CIRCUIT)化による方法と実装技術による方法がある。

1) LSI化による方法

1つの半導体チップの中に多くのゲートを集積することにより、高密度な実装をするもので、多数のSSI(SMALL SCALE INTEGRATED CIRCUIT)やMSI(MEDIUM SCALE INTEGRATED CIRCUIT)を小数のLSIに置き換えて、高密度化を図る。

2) 実装技術による方法

FADECの実装に当たっては高密度とともに、高信頼性が要求されるので、耐振動性、放熱特性を十分配慮する必要がある。ICのパッケージは、シングルチップ・パッケージと多層配線されたセラミック基板上に複数の

チップを実装し、シーリングを行ったマルチチップ・パッケージとに分類される。パッケージの分類を図11に示す。

3-2. 油圧制御部
油圧制御部の1例を図12に示す。電子制御部において計算された燃料流量の増減操作指令、可変静翼角度位置操作指令はトルク・モータ電流として出力される。これらの信号を受け実際に燃料を増減したり、可変静翼サ

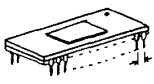



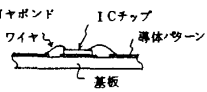
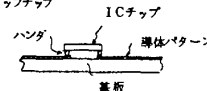
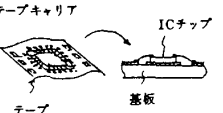
形	状	適用基板	実装密度
シング ル チップ パ ッケージ	DIP (Dual In-line Package) 	エポキシガラス ポリイミドガラス	1
	PGA (Pin Grid Array) 	エポキシガラス ポリイミドガラス	3~4
	Flat Package 	エポキシガラス ポリイミドガラス	2~3
	LCC (Leadless Chip Carrier) 	金属合板等の 特殊基板 セラミック	3~4
マル チ チップ パ ッケージ	ワイヤボンド ワイヤ ICチップ 基板 	セラミック	7~12
	フリップチップ ICチップ ハンダ 基板 	セラミック	7~12
	テープキャリア ICチップ テープ 基板 	セラミック	7~12

図11. パッケージの分類

ーボ燃料圧を調整する役割を油圧制御部が持つ。

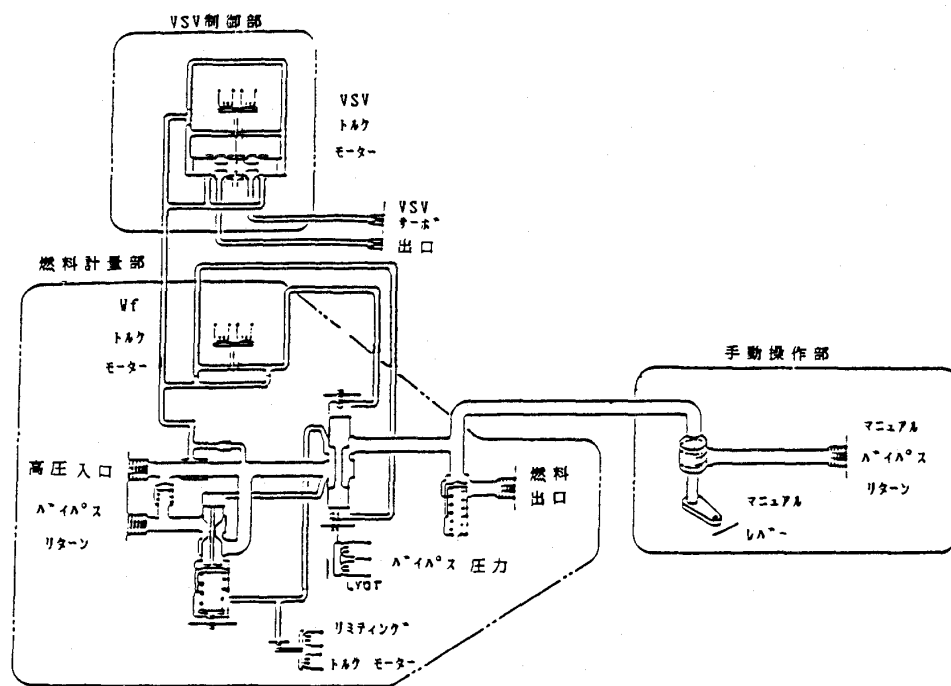


図12. 油圧制御部

燃料計量部では、燃料(Wf)トルク・モータのフラッパー・ノズルにより制御されたサーボ圧がフュエル・メータリング・バルブを動かし、燃料が計量される。保守のため整備されるリミッティング・ガバナーは別のトルク・モータを使って、エンジン制限値を越えないように、燃料を調整する。フュエル・メータリング・バルブの計量位置はL VDT (LINEARLY VARIABLE DIFFERENTIAL TRANSFORMER) によって計測される。

VSV制御部は可変静翼を動かすサーボ燃料圧をトルク・モータによって調整する。手動操作部はバックアップ等のために設けられ、電子制御部、燃料計量部が異常になった場合でも燃料操作を可能にする。油圧制御部の設計においては内部部品数の低減と小型化及び高密度集積化が課題になっている。

3-3. センサ・アクチュエータ エンジン制御のための計測項目としては、コンプレッサ及びファンの回転数、各ステージにおける温度、圧力、翼端間隙、アクチュエータ変位のフィードバック等があり、操作項目としては、燃料流量、可変静翼角度、可変ノズル開度、翼端間隙などがある。FADECの採用に伴いデジタル処理に適したセンサ・アクチュエータが使われるようになって

いる。又、電磁干渉及び落雷の影響を受けにくい光を応用したものが検討されている。

3-3-1. 温度センサ エンジンの効率を高めるために、タービン入口ガス温度をできるだけ制限値の近くに維持するために、従来のサーモカップルに代って、より直接的にタービン・ブレードの温度を精度よく計測できるオプティカル・パイロメータが使われようとしている。

3-3-2. 圧力センサ HMCにおいてはダイヤフラム又はベローを使った圧力センサが使

われていたが、応力による固有振動の変化を利用した水晶振動型及び円筒殻振動型のデジタル計測が行われだしている。図13にニッケル合金の振動円筒の固有振動数を駆動及び検出用の圧電素子により計測する円筒振動式圧力計の構成を示す。

3-3-3. 変位センサ
ロータの翼端間隙が狭すぎると損傷の恐れがあり、広すぎるとエンジンの効率が落ちるため、エンジンの状態に応じて

翼端間隙を制御する必要がある。そのための光学的センサを図14⁽⁵⁾に示す。出力光信号は128素子のCCD(CHARGE COUPLED DEVICE)により検出される。

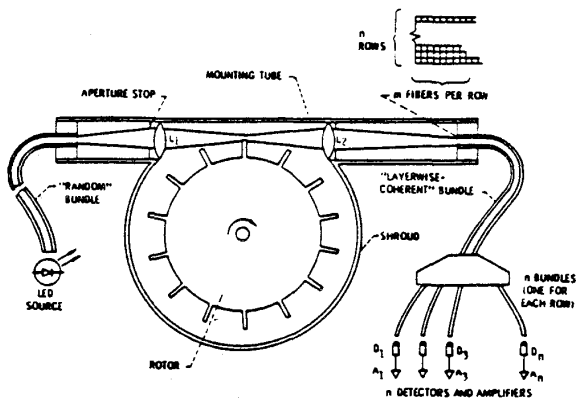


図14. 光学式チップ・クリアランス・センサ

3-3-4. アクチュエータ
アクチュエータとしては、電気信号によりトルクモータ/ノズルフラップ型のサーボバルブを制御する方式が確立されているが、電気信号を光信号に置き換え、フォト・トランジスタでトルク・モータへの電流を制御するオプティカル・アクチュエータの検討が行われている⁽⁵⁾。

4. ソフトウェア

エンジン制御に対しては、各飛行状態、

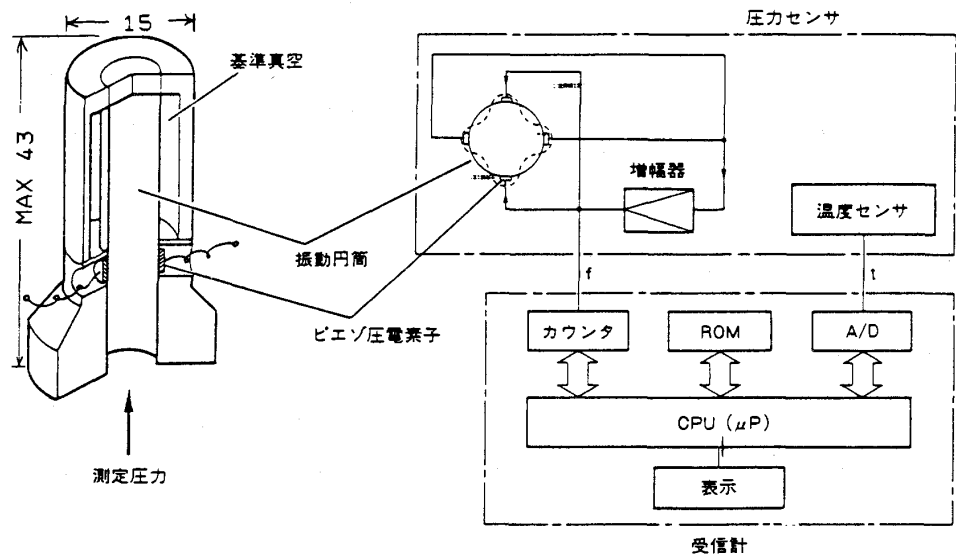


図13. 円筒振動式圧力計

- 1) タキシング
- 2) 離陸
- 3) 上昇
- 4) 巡航
- 5) 降下
- 6) 進入
- 7) 着陸滑走

においてパイロットの要求する推力を安全迅速かつ効率的に実現することが要求される。FADECにはこれらの要求を満足すべく、あらゆる状況に応じた指示がプログラムの形で記憶されなければならない。ソフトウェアの設計においては、汎用的な機能をモジュールの形で整備し、制御に向けた高級言語を使い、開発過程を規定したライフサイクル・モデル⁽⁶⁾に従い、各段階での確実な検証テストと詳細なドキュメンテーションの管理とにより信頼性が確保される。

4-1. エンジン・シミュレータ
エンジンのソフトウェアの開発は、エンジン・シミュレータの作成から始まる。作成されたシミュレータの質により開発されるFADECの制御の質が左右されるため、要素マップを組み込んだ非線形の精度の高いシミュレータが作られる。又このシミュレータはエンジン試験、高空試験で得られたデータを反映し、逐次改良される。シミュレータは開発されたFADECの確認試験にも使用されるため

アルタイム性を持ったものが望ましい。

4-2. 制御ロジック 制御ロジックは、コックピットからの指令及びエンジンの状態量を計測したセンサ情報を受け、燃料弁、可変静翼機構などのアクチュエータに適切な制御指令を発する役割を持っている。

4-2-1. 推力制御 コックピットからパワー・レバー・アングル(PLA)として出される要求推力は、実際計測することが困難なため、デジタル電子式により、多くのセンサ情報(入口空気温度 T_1 、ファン回転数 N_f 、ガスジェネレータ出口温度 T_5 、マッハ数 MN 、高度 ALT 、排気ガス圧力 P_6 、入口圧力 P_1)を利用して複雑なレイティング計算を行わせ、より相関の高い制御により、実現される。

4-2-2. 加減速制御 エンジンの急激な加減速によるサージ・ストール、タービン入口温度の過上昇、吹き消えなど有害な現象を防止することは、加減速スケジュールを決める基本的事項であるが、更に実際の T_2 を使用せず、 T_1 と N_f から計算した $T_{2\text{syn}}$ を使用して応答をよくすること、 N_g の変化率 \dot{N}_g をスケジュールしてエンジン寿命を延ばす効果を持たせること、機体迎角 α に応じてエンジン作動を安定化するための制御が行われる。

4-2-3. 可変静翼角度制御 コンプレッサの前後段マッチングをはかり、低回転域における前段部翼列の失速を防ぐことを目的としている。 N_g によるスケジュール制御を基本とするが、 N_f 、 T_1 、 \dot{N}_g 、 α を使うことにより、的確・充分なサージ・マージンが確保される。

4-2-4. アフタバーナ燃料及び排気ノズル制御 エンジンのサージ等を防止するために再熱燃料を排気ノズル開度 A_j でスケジュールし、コア・エンジンの変動を最小にするように A_j を制御しているが、再熱燃料と排気ノズルのカプリングを十分考えた最適制御が望ましい。

4-2-5. ブリード制御 低回転域において圧縮機の後段又は中段から空気を一部外へ抽出して背圧の低下及び空気流量マッチングをはかるように、多数のセンサ情報を使い、ブリード量の効率的制御が行われる。

4-2-6. ファン最高回転数及びタービン最

高温制御 ファンの過回転及びタービン翼温度の過上昇を防ぐための機能であり、HMCと組み合わせたアナログ電子式リミッタで行われていた機能で、更に精度・信頼性の向上ができる。

4-2-7. その他 エンジン制御においては、上記の機能の他にファン・ピッチ角制御、翼端間隙制御、オイル・クーラ制御、高圧タービンクーリングエア制御、ブリーザ制御が付け加えられることもある。又制御手法として多変数制御理論が適用され、良好な結果が得られたことが確認されている⁽⁷⁾。

4-3. 自己診断・修復 FADECには、信頼性のある部分が使われるとともに、自己診断能力と修復能力を備える必要がある。自己診断は自己診断用テストプログラムにより制御ロジックの合間をぬって時分割的に実施される。故障が発見されると、修復プログラムにより故障した箇所を切り離し、ハードウェアの予備系又はソフトウェアのパラメータ合成により、制御機能を維持させる。各構成ハードウェアに対する自己診断及び修復の具体例を以下に述べる。

4-3-1. 入力パラメータ センサの断線、短絡などの故障を検出するため、上下限のレンジ・チェック、変化率のレート・チェックが行われる。修復としては他のパラメータからカルマン・フィルタなどにより推定する方法、冗長センサを使う方法がある。

4-3-2. プロセッサ部 各種の命令語を実行して確認する命令語テスト、CPUクロック異常、プログラムの暴走を検出するためにプログラム・サイクル完了毎(約20 msec)にパルスを出し、専用のハードウェアで受けて正常であることを確認するウォッチドック・タイマ・テストがある。プロセッサの異常に対しては予備系が使われる。

4-3-3. RAM部 擬似ランダム・ビットパターンを書き込み、読み出した値と書き込んだ値の一致を確認する。異常RAMは使用せず、予備RAMが使用される。

4-3-4. ROM部 すべてのROMの総和をとり、合計値が正常値と一致しているか確認する。異常時は予備系が使われる。

4-3-5. 電源部 電源出力電圧をA/D変換器で読み込み許容値内にあることを確認する。

機体	エンジン・サイクル	機体/エンジン/コントロール	国名	コントロール区分	72	73	74	75	76	77	78	79	80	81	82	83	84	85	86	87	88	備考
					P																	
戦闘機	アフターバーナー付 ターボファンエンジン	F-15A/C/F100/JFC90	米国	ハイドロメカ + デジタル電子 スーパバイザリ	JFC90 '68開発スタート																	
		F-16A/B/F100/JFC90			P																	
		F-20/F404 (F-18/F404)	スウェーデン		FT P																	
		JAS/F404			ET FT																	
		F-16E/F100/EEC106	米国		FADEC デジタル電子 + ハイドロメカ バックアップ	DF ET FT P																
	LAVI/PU1120	イスラエル	P																			
	AV8B/Pegasus	英米	ET FT P																			
	ADVANCED TORNADO/RB199	英独仏	FT P																			
	TORNADO/RB199		FT P																			
	VCE (可変サイクル エンジン)	-----/J101-VCE/-----	米国	FADEC フルデジタル	D.F ET																	
ハイバイパス ターボファン		B767/JT9D/EEC103	米国	ハイドロメカ + デジタル電子 スーパバイザリ	'83.4現在 32000 flt hrs																	
	B767/CF680A/PMC		FT P																			
	A310/JT9D/EEC103	仏英独	FT P																			
	A310/CF680A/PMC		FT P																			
	B757/RB211-S35C	米国	FT P																			
輸送機	B757/PW2037/EEC104		FADEC フルデジタル	FT P																		
	-----/V2500/-----			ET FT P																		

0 & F : DESIGN AND FABRICATION
ET : ENGINE TEST
FT : FLIGHT TEST
P : PRODUCTION

図15. FADECの開発状況

異常時は予備系を使用する。

4-3-6. アクチュエータ部 トルクモータ、ソレノイドコイルに電流が正常に流れているが確認するラップ・アラウンド・チェック、フィードバック値によりアクチュエータが正常に動作していることを確認するループ・コンティニュイティ・チェックがある。アクチュエータには通常予備系を持たせる。

4-4. 外部機器との交信 航空機には機体のコントロール・システム相互を結合するシリアル伝送ラインの規格が決められており、民間ではARINC429が軍用ではMIL-STD-1553Dが規格として使われる。FADECから外部機器に対する出力情報としては、センサ入力信号、演算結果、出力信号値及び自己診断結果などが、また入力情報としてはマッハ数、大気条件、要求推力などがある。

5. FADEC開発状況

FADECの開発は、世界で1960年代後半から始まり、信頼性の問題などから、スーパーバイザリという形で実用技術の確立が計られ、図15に示すように、B757搭載のPW2037などに実用化されている。我が国でも、科学技術庁、防衛庁技術研究本部などが民間企業の協力のもとで、鋭意研究開発を進めている。

6. 航空以外の制御技術動向

産業用ガスタービンでは、航空用が小型軽量、耐環境性に重点があるのに対して、操作のし易さ、補修の容易さが重視される。⁽⁸⁾開発された制御装置は16ビットのマイクロプロセッサを使用し、冗長化などにより信頼性を高め、ソフトウェアとハードウェアのモジュール化により柔軟性を高め、自己診断機能により補修の容易さを実現している^{(9),(10)}。GEの開発したSPEEDTRONIC MARK IVでは、制御部を三重化して、稼働した状態で故障の検出・修理を可能にしている(図16)。

以上FADEC技術について包括的に紹介を試みたが、紙数の制限もあり、極くあらましにとどまり、理解し難い部分もあったと思われるが、末尾の文献など参照願いたい。将来機会が与えられれば、さらにそれぞれの項目について掘り下げてみたいと思う。読者に少しでもお役に立てば幸い

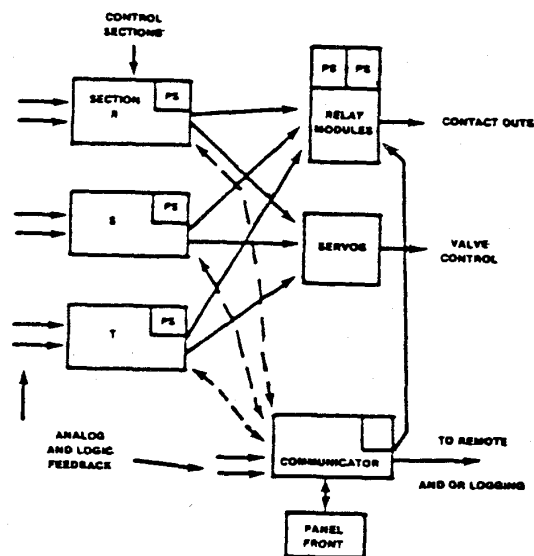


図16. 三重化制御装置

である。

文 献

- (1) Kuhlberg, J. P., ほか4名, AIAA-82-1076, (1982-6)
- (2) 日本航空宇宙工業会, 革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書 No.610 (1982-3), マイクロプロセッサ利用の燃料制御装置の研究。
- (3) Barrett, W. J., ほか3名, AIAA-81-1501, (1981-7)
- (4) 日本航空宇宙工業会, 革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書 No.709 (1983-3), マイクロプロセッサ利用の燃料制御装置の研究。
- (5) Baumbick, R. J., ASME-84-GT-97, (1984-10)
- (6) "Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification", RTCA/DO-178, 11 (1981)
- (7) Lehtinen B., ほか2名, "Multivariable Control Altitude Demonstration on the F100 Turbofan Engine", AIAA-79-1204, (1979-6)
- (8) 遠藤・杉山・西尾, 日本ガスタービン学会誌, GTSJ-7-28, 1980, 32-42.
- (9) Johnson D., ほか2名, ASME-83-GT-106.
- (10) Malcolm G., ほか1名, ASME-83-GT-223.

〔制御グループ技術懇談会のあらまし〕

昼間の特別講座のハードな研修を終え、多からず少なからずのアルコールの恵みも加わって、にぎやかで楽しい晚餐会で緊張もほぐれ、お互いに

言葉が交わせ親睦が計られ、引き続いてのグループミーティングであったために大変なごやかに忌憚のない話し合いができた。

構成メンバーは、各分野にわたり、大学3、研究所2、会社4の計9名であった。

話し合いは、全員が各自ガスタービン制御の関連についての経験・問題など自己紹介を含めて提起し、全員で討議する形で進めた。

メンバーから提起された話題の概要は次のようであった。

1) 大学関係

現実の多くの要因が複雑にからみ合っている現象を、如何に理論付け効果的な数式で表現するかを、ガスタービンの熱サイクルの中での中間冷却、ダクト熱交換、あるいは、多変数制御などの事例から苦労話が紹介された。

2) 研究所関係

応用研究の中で、制御理論のハード化(ソフトを含む)、また、ハードから制御理論の見直し、あるいは、実験装置における保安装置の信頼性向上につき、航空用ガスタービンFADECの試作研究、ロケット用ターボポンプの過回転防止装置などの事例により課題の一端が紹介された。

3) 会社関係

製品の実用化・改良開発の面から、エンジンの

全作動範囲にわたっての制御の適正化、エンジンの機能・性能・整備性向上のための制御のディジタル電子化、電子化のために新たに付随的に発生する問題などにつき、J3エンジンの燃料コントロールの開発、RPVのエンジンコントロールの電子化とそれによる信頼性および耐雷性の向上策、発電用ガスタービンの昼夜連続運転のために運転中でも一部交換修理可能なFADEC化、あるいは、自動車用ターボチャージャの高いタービン入口温度(約1000℃)を計測するサーモカップルの耐久性の向上などの事例により紹介された。

技術懇談会の感想としては、一口で申し上げるならば、各分野の専門家と面識が得られ、然も、各技術分野における課題の一端にふれ得て大変有意義であったと思っています。

ガスタービン制御技術の効率的な向上という面から見ても、現実の理論面からの解析と改善の立案、これらを実現できるハードの研究、さらにハードの実用化・改良などの循環的課程が必要である。大変僭越でございますが、今回のグループミーティングに参加されたメンバー全員が、前記循環的課程において各自の担当部位の役割ならびにその重要性について改めてご認識いただけたものと信じています。

以上

1. はじめに

蔵王における特別講座¹⁾では数多くの図、表をもちいて多面的に冷却タービンについて講義した。これまでも多くの冷却タービンについての解説記事もあり、紙数の制約もあるので、ここでは特別講座で述べた内容をふえんして今までと違った視点から冷却タービンについて論説してみたい。

2. 冷却タービンの作動環境と条件

一般に、冷却タービンはガスタービンエンジンのなかで燃焼器の直後に位置し、静止しているノズル翼列と回転している動翼列で構成され、その作動流体は主流の燃焼ガスとタービン部材を冷却する高圧空気からなっている。この主流ガスは高温、高圧、高速、高乱れ、高剪断流れのみならず翼列通路中で極めて高い遠心力場に晒されている。この冷却空気はタービン部材を冷却した後、主流と混合している。この冷却タービン翼は極めて精密な翼形状と中空精密鑄造による複雑な内部冷却通路形状を持つ超耐熱合金製で高温クリープ、疲労、腐食や酸化特性に優れたものが要求されている。このように、冷却タービンは他の流体機械では起こり得ないほど厳しい作動環境の中で空力、冷却、構造、材料、加工、コスト、寿命等の最適化をねらって設計製作されている。しかし、この冷却タービンの作動環境は非常に複雑で且つその正確な把握が極めて困難であるため、一般に現象を単純化、平均化した分析手法と設計手法を採用している。それにも拘らず、高負荷、高出力、高熱率で、高い信頼性を持つ優れた冷却タービンが実用エンジン内で実現しているのは基本的には流体や材料の持つ優れた機能性に大きく依存しているものと考えられる。即ち作動流量とその総エンタルピーが保存されることのほかに、流体での粘性による流れの均一化や材料の熱伝導や塑性変形などで局所的に材料内の温度や応力が緩和されて、

厳しい作動環境下でも自動的に順応する能力が大きいと考えられる。

冷却タービンを採用したガスタービンサイクルを図1のI-S線図上に示す。冷却タービンの作動

$$\eta_T = \frac{(G_M \cdot I_M + \Delta G_N \cdot I_N + \Delta G_B \cdot I_B) - (G_M + \Delta G_N + \Delta G_B) I_0}{G_M \cdot \Delta I_M + \Delta G_N \cdot \Delta I_N + \Delta G_B \cdot \Delta I_B}$$

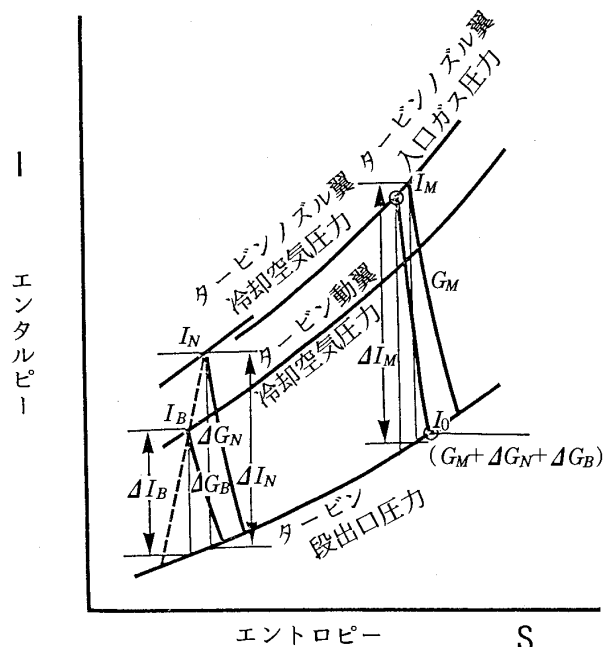


図1. ガスタービンサイクルのI-S線図

ガスは燃焼ガスと冷却空気からなっているので、冷却タービンの断熱効率はその流量とエンタルピーの積を考慮して次式で定義している。

$$\eta_T = \frac{(G_M \cdot I_M + \Delta G_N \cdot I_N + \Delta G_B \cdot I_B) - (G_M + \Delta G_N + \Delta G_B) I_0}{G_M \cdot \Delta I_M + \Delta G_N \cdot \Delta I_N + \Delta G_B \cdot \Delta I_B}$$

一般に、タービンの入口温度は図のI-S線図上の平均温度で表示されているが、現実のガスタービンエンジンの主流ガスは高温の完全燃焼ガスと比較的低温の低い希釈空気の混合ガスと見なすことができる。即ち、燃焼器に入る圧縮空気の一部は燃焼器ライナーで供給された燃料を完全燃焼して局所的に2,500℃近傍の燃焼ガスとした後、冷却タービン部材が耐えられる温度まで高圧空気

希釈混合しているが、燃焼器ライナーの混合希釈長が短かいので完全には混合していないと考えられる。このため、燃焼器と冷却タービン内の作動ガスは図2に示すようになっていいると考えられて

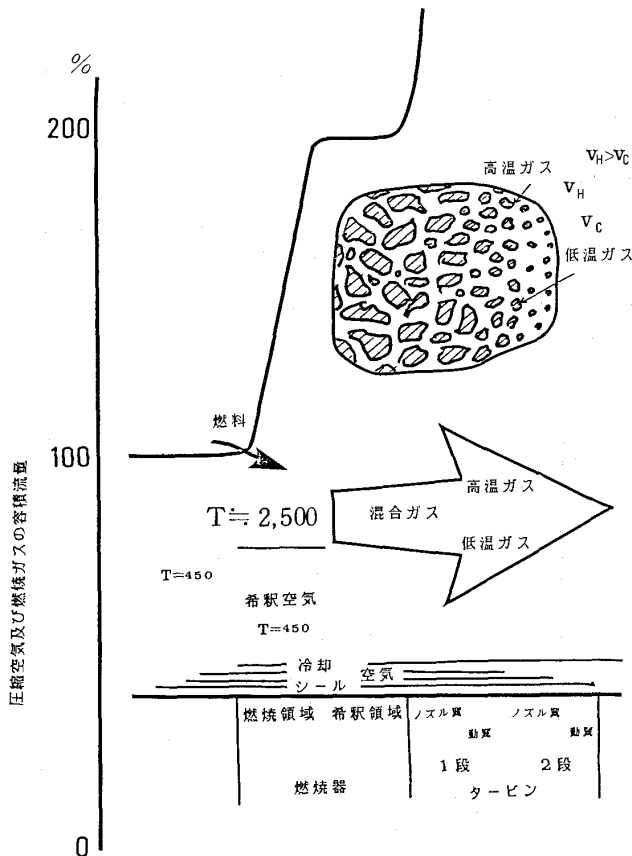


図2. ガスタービンの燃焼器とタービンの作動ガスの状態参考図

いる。また、この混合ガスの状態は、図のI-S線図上の高い圧力線上で、エンタルピーの高い値のガス体から低い値のガス体まで広い温度でのガス体が混合しているものと考えられる。冷却タービン設計時には作動環境を単純化して状態量を平均値として取り扱っているが、物理的には単純化した流れと違った現象が実機タービン内で生じている事を見落としている可能性がある。即ち、実機タービンのノズル翼、動翼の翼列間通路内でマッハ数が同じ所でも空間的に生じている温度差のあるガス体では速度差が生じ前方の温度の低いガスを追い越す可能性もあるし、その速度差と粘性による混合現象も生ずると考えられる。更には、翼列通路内での遠心力は数百万gになることもあるが温度分布による密度差が働いて遠心分離すること考えられ分離による圧力損失も生じていると思

われる。このため、タービン翼の背面の境界層に近いところでは密度の高い低温ガスが排除されて高温になり、逆に腹側では密度の低い高温ガスが排除されて低温になり翼の冷却に影響を及ぼしている可能性も考えられる。また、一方燃焼器ライナーや燃料噴射弁の性能劣化のため燃焼器ライナー内で燃焼が完結せず、燃料液滴が後方まで残って燃え、ノズル翼が溶融したと考えられるものが実機エンジン内でも見られる。これは冷却タービンノズル翼の部材温度が溶融温度の1,250℃近傍になったことを意味し冷却を考慮にいれるとガス温度が2,000℃以上になっている可能性がある。それにも拘らず、冷却タービン動翼は溶融したのが見当たらないのは回転することにより円周方向に温度が平均化され、それほど高い平均ガス温度になることがないことを意味している。

3. 冷却タービン用超耐熱合金と加工法^{3),4),5)}

冷却タービン用超耐熱合金は、タービン部材の作動環境に合せてCo基合金、Ni基合金を用いている。一般に、1段タービンノズル翼は構造上両端支持されており外力は空力曲げのみであるため動翼ほど高い強度は要求されないが、静止翼であるので燃焼器出口の局所最高ガス温度に晒される翼がありその高い温度に耐えられるように冷却をおこなっている。このため、クリープラプチャー強度は比較的低いが耐酸、耐蝕性のよいCo基合金を用いている。その後につづく、1段動翼、2段ノズル翼、2段動翼の作動ガスの温度は1段タービンノズル翼に比べて低い、翼スパンが長く片持ち支持となり1,2段動翼には高い遠心力が働くので、図3に示すようにクリープ強度に優れたNi基合金を用いることが多い。この冷却翼は難加工性の超耐熱合金を用いるのでセラミック中子を有する真空精密鍛造によって製作している。その中子は鍛造後直ちに、高温高圧のアルカリ溶液で溶出している。その後、翼根部やフィルム冷却孔を放電加工、電解加工、レーザ孔加工や研磨加工等をおこなっている。その後、あるものは冷却空気流量と内部冷却性能を向上するため板金製インサートを挿入して冷却タービン翼としているものもある。この鍛造翼の金属組織は多結晶のものが従来用いられてきたが、最近では、一方向凝固法が用いられ図4に示すようにスパン方向のみに結

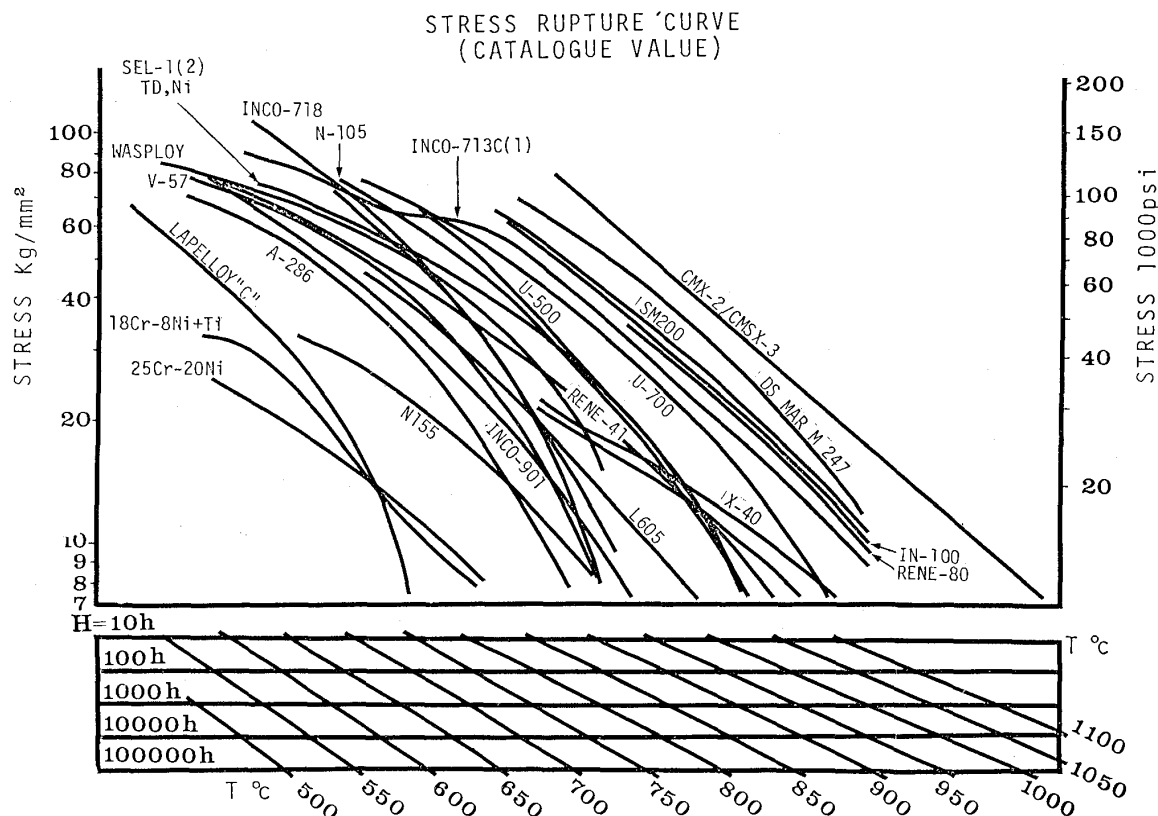


図3. 超耐熱合金のクリープラプチャー強度

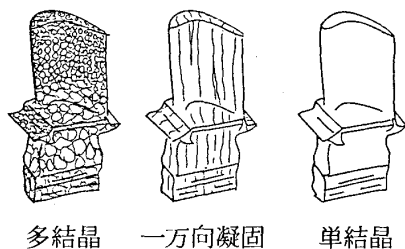


図4. 冷却タービン翼の各種の結晶

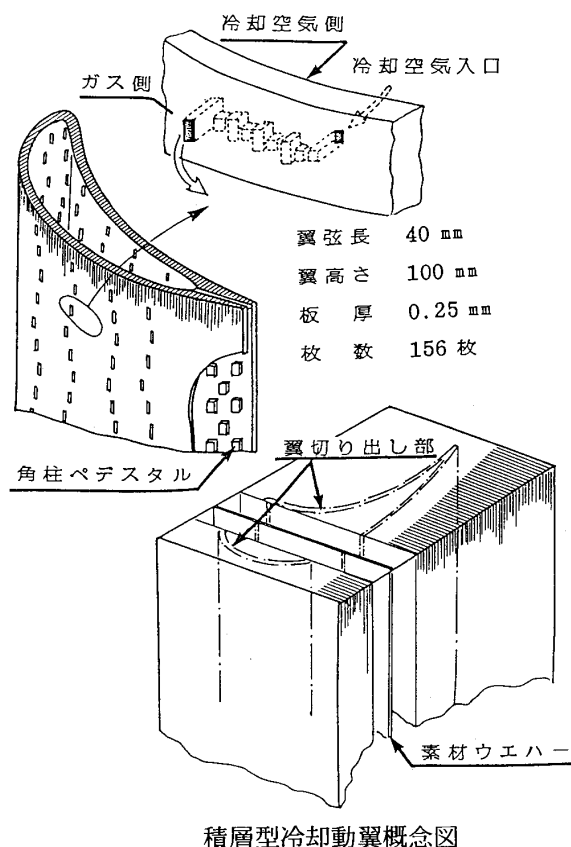
晶粒界を持つ柱状晶や全く結晶粒界のない単結晶としたものが既に実用に供されている。

このため、結晶粒界を強化する添加元素量を少なくしたり除去できるので組成を単純化でき合金の融点も向上している。この一方向凝固法によりクリープ強度の向上のほかに弾性係数の低下も得られるので、熱応力も小さくなり、冷却タービン部材として極めて好ましいことが分かっている。しかし、現在においても、この単結晶翼鑄造の一方向凝固法は極めて難しく、製造コストも高い。

最近の冷却タービン動翼では背側と腹側を二分割柱状晶に鑄造した後、冷却通路を各種の機械加工法で微細加工して、液相拡散接合したものも実

用になり始めた。この製造法の開発で従来のセラミック中子による精密鑄造法では作り得なかった微細にして加工精度の高い冷却通路を持つ冷却タービン翼を作ることが可能になってきた。研究用の冷却タービン翼では多数の薄板に翼型と冷却通路をフォトエッチングした後、拡散接合と機械加工により冷却タービンノズル翼としたものや、動翼を半径方向に切断したような構成で多数の薄板をフォトエッチングして拡散接合した後、ワイヤカットで切り出した動翼(図5)を試作して高温冷却翼列試験を行ったものもある。

これらの冷却タービン翼の内面をアルミナパック被覆し、更に外表面にCoCrAlYやNiCrAlY(総称してMCrAlYと呼ぶ)の粉末をプラズマ溶射して、耐酸、耐蝕性を持たせているものが多い。更に、動翼先端部にはこのMCrAlYを厚く溶射して、その対応するケーシング内面側にアブレードブル材を塗布して、翼端接触時にケーシング側を局部的に研削することで、翼端間隙面積の増分による出力低減を可能な限り小さくする対策を行っているものが増えている。



積層型冷却動翼概念図

図5. 薄板拡散接合による冷却タービン動翼

又、冷却タービンノズル翼のシュラウド部にフィルム冷却を行うとともに熱伝導度が低いジルコニアをプラズマ溶射被覆して効果的な遮熱をしたものが既に航空用エンジンで実用になっている。更に、このジルコニア被覆を翼部にまで適用する研究努力も各国で進められており、近いうちの実用になるものと考えられる。

タービンディスクは重量が大きく周速も高いので極めて大きな運動量を持っている。このため破損は非常に危険で、信頼性の高い部品化への努力が永年にわたって行われてきた。このディスクは、従来鍛造材が用いられてきたが、大型部品であるので溶湯後冷却速度に差が生じ、ディスク中央部で結晶が粗大化しやすく欠陥が生じ易かった。このため高温高圧でのHIP処理で欠陥を消滅させ、次第に優れた熱疲労特性が得られるようになってきた。更に、最近では超耐熱合金の粉末冶金で最終製品に近い形に超塑性加工が行われるようになってきた。この製作法は全工程を不活性ガスや真空中で処理する極めて難しい加工法と考えられる。この部品の

製造法の品質管理は極めて大切である。

今まで述べてきた冷却タービン翼の金属材料や冷却効率などの技術もほぼ限界に近づいて来たように思われ、無冷却セラミックタービン翼材として Si_3N_4 、 SiC が検討されている。この Si_3N_4 、 SiC の原子間結合は金属材料の金属結合と異なり、無機材質のイオン結合や共有結合である。更には焼結助剤の混入や、空隙を完全に除去できないことや、破壊靱性値が低いことなどに基因する多くの技術的難問が山積しており、すぐには実用化される材料ではないと考えられる。

4. タービン冷却性能と空力性能^{3), 4), 5)}

ガスタービンエンジンの性能を向上する主要因子として、タービンの入口圧力と温度がある。タービン部材を冷却することでタービンの入口ガス温度は部材の熔融温度を超える温度まで高めることに成功している。しかし、タービン入口ガス温度の向上とともに冷却空気流量が増大して燃焼にかかわる主流空気量の減少につながり、又、その冷却空気によるタービン部材の伝熱促進のために必要とする圧力損失や主流との混合による圧力損失も増大しているのでサイクル効率と出力の低減を引き起こしている。更に、冷却タービンの入口圧力も一般に高くなるのでラビリンスからのシール空気の洩れのみならず冷却通路からの洩れ空気流量も増大しがちである。このために冷却空気流量やシール空気流量の低減と圧力損失の低減を進めることが性能向上にとって極めて大切である。

図3から分かるように金属材料のクリープ強度は使用時間と材料温度の関係で定まっている。航空機用ガスタービンのように離着陸時と上昇中の短い時間のみ材料のクリープ寿命損失を引き起こすものと、地上用ベースロード発電用ガスタービンのように長時間連続して材料のクリープ寿命損失を引き起こすものがある。この場合、同一の超耐熱合金で、同一のクリープ強度で設計しても寿命減少時間の差から利用時間に大きな差が生じるので、一般に、航空機用ガスタービンのタービン入口ガス温度の方が産業用ガスタービンより高い値を示している。

最近のガスタービンエンジンは次第に圧力比が増大しており、圧縮機の間冷却を行わないものでは、圧縮機出口空気温度は次第に高くなってき

ている。日米英独伊の国際共同開発エンジンV2500では圧縮機の圧力比が36.2であるので圧縮機出口空気温度は600℃を越えることになる。それにもかかわらず、タービン入口ガス温度は平均で1,427℃となり燃焼器の出口温度不均一率を考えると極めて高いタービン入口局所最高ガス温度となる。このV2500エンジンが完成すると非常に優れた冷却タービンとなり、今後この性能を越える性能を引き出す余裕は極めて少なくなる。航空用エンジンの場合、飛行時間は長くともタービン部材の寿命損耗時間に相当する離着陸と上昇の積分時間は総運転時間に比して短い。このようなタービン部材に単結晶を用いて、クリープ強度を15-20 kg/mm²とみなせば材料温度は950-1000℃が可能となろうが、少ない冷却空気流量で極めて高い冷却効率を達成する必要がある。このためにも、翼面

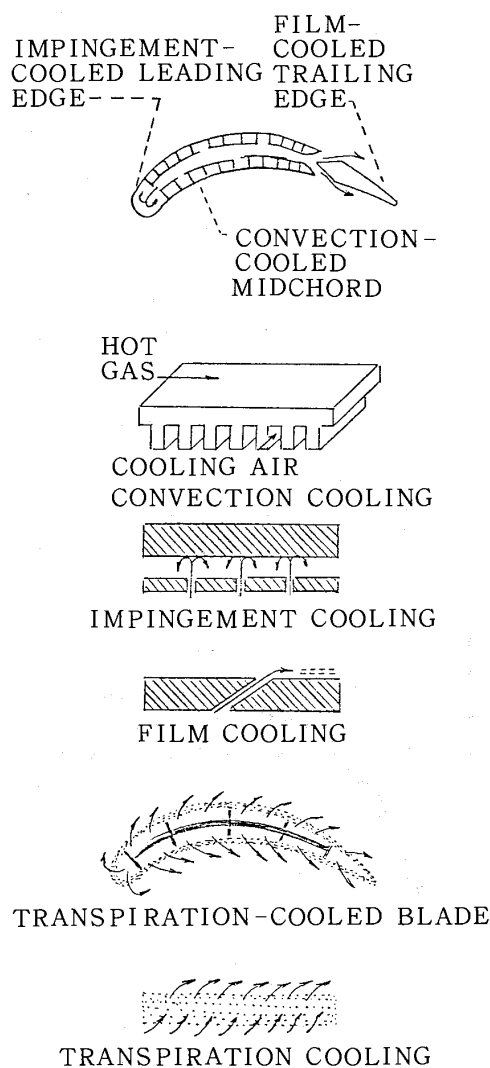


図6. 冷却タービン翼の冷却方法

にジルコニア断熱被覆を行う技術開発が一層促進されるのではないだろうか。

タービン翼の冷却法は図6に示すように対流冷却、インピンジ冷却、フィルム冷却があり既に多くのタービン翼に適用されている。

最近の航空用ガスタービンの空力性能を改善するためにタービン部材の部品点数を減少させて総合加工精度と剛性を高め、さらに、冷却と熱容量制御を行って翼先端間隙制御を行う努力が進められている。また、冷却空気と洩れ空気によるエンジン性能への悪影響を避けるためにできるだけその流量を低減させる努力が行われている。

5. シミュレーション実験と設計法の吟味⁶⁾

冷却タービンの全体性能を求める各種のシミュレーション実験は実機の作動環境を単純化することで計測を容易にして標準性能を求めている。一般には、乱れが少なく均一な温度の非加熱の高圧空気を用いるので実機に対して不十分なシミュレーション実験となっている。又、その流量をオリフィスで測定する精度は±1.0%程度の誤差を含んでいるとされているし、熱量計測は更に大きな計測誤差を含んでいることが知られている。又、内部流動の計測では高マッハ数で作動しているタービン翼列通路内にピトー管や熱電対温度計等を挿入して図7に示すように圧力、温度、流れの角度を計測しているが、計測器で翼列通路を閉塞して流れ場を大きく乱していることが推測される。例えばタービンノズル翼の出口マッハ数が0.8のときに更に約4%通路面積を絞ると音速になることが付表からわかる。しかし、現実にはピトー管近傍の流路抵抗は大きくなり流れはその通路を避けて流れるためタービン翼の迎え角が変化して翼面圧力分布が大きく変わることが知られている。図の上部に一樣流に置かれた翼型と各サイズの円柱を示すが翼と同じ抵抗の円柱は最左端のもので翼弦長の1/100-1/300程度の直径の円柱に相当していることから推定してもシミュレーションの精度が悪いことが推測される。このような計測では流れの環境を破壊した値を測定することになり、シミュレーションは不完全でそれぞれ異なったタービンでの測定値での相対比較においても精度が高いとは考えにくい。

三次元回転翼列の圧力損失は一般に翼素損失、

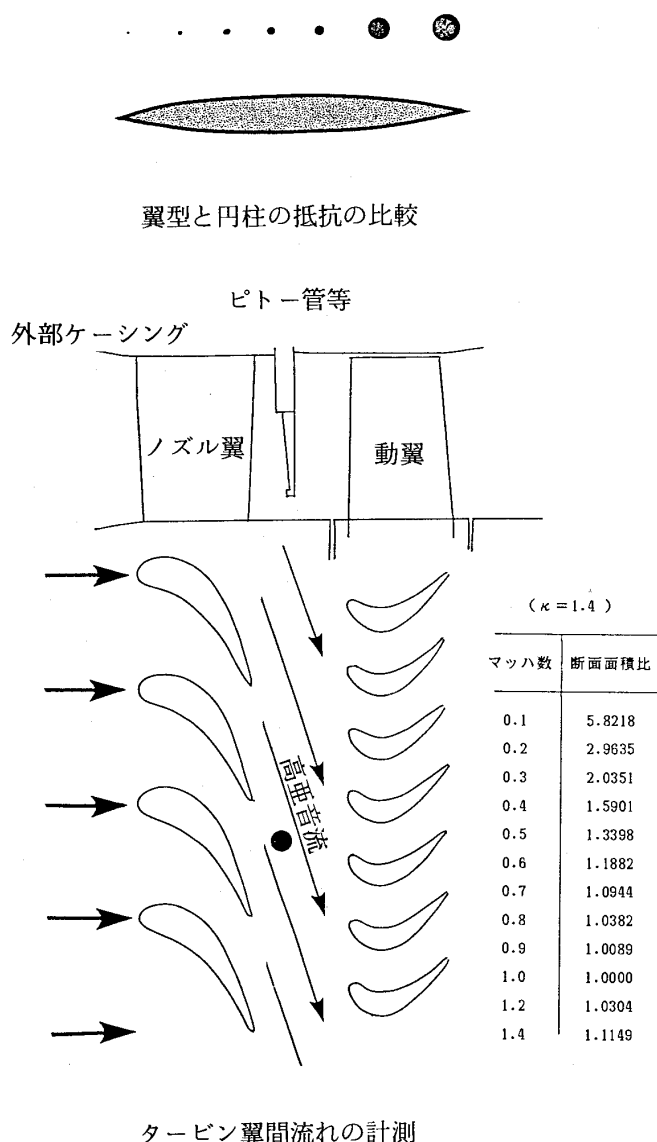


図7. タービン翼列通路内へのピトー管等の挿入図

壁面損失、二次損失、翼端間隙損失などで現わされるが、この翼素損失と転向角は圧力損失の程度の異なる二次元翼列風洞実験で比較的詳細に求めている。空力性能の設計時にはこの二次元翼列で得た翼素損失に壁面圧力損失、二次損失、翼端間隙損失を実績や実験結果を踏まえて適切に推定している。この全体の圧力損失は翼素損失の数倍にも達している。また、本来、タービン翼列前後の運動量変化を求める代わりに転向角を求めているが、その転向角も損失の少ない二次元翼列結果から求めている。冷却空気流量や洩れ空気流量も実機のなかで正確に把握することは極めて難しい。冷却タービン翼の冷却設計に必要な熱伝達率は断熱壁での値を補正して用いてきたが、実機で生じ

ている冷却タービン翼面上では速度と温度境界層は極めて高い熱貫通量を持っており断熱壁面上での速度と温度境界層で起こる現象と大きく異なると思われる。さらにこの熱伝達率も表面粗さや主流ガス中での温度分布や冷却空気との干渉により大きな影響を受けると考えられるので実際の熱伝達率は状況に応じてその値は変動していると考えられる。材料がその環境に耐えられるように空力的にも熱的にも対応した冷却設計をしているが、材料の温度と応力と腐蝕との対応は非常に複雑で正しい判断は極めて難しい。このため設計者は事象を単純化して対応せざるを得ない。実機ガスタービンエンジン内の冷却タービンは前記したように極めて複雑な環境と作動条件でも優れた性能を揮している。技術の成熟曲線は図8に示すように研究年数と共に頭打ちになってくるが、この冷却タービンも極めて多くの研究により性能は向上して、次第に成熟期に入ってきている。一般に、燃焼器ライナーやタービンの性能劣化やその性能の計測精度、などの不確定性のため性能曲線は幅のある線で現わすべきものであろう。このタービン性能が未成熟技術であるときは改善可能な領域が大きく、研究投資効率が高く性能向上は目に見えて大きかった。しかし、現在、成熟時代に近づいた冷却タービンでは性能改善領域は従来に比較して狭く、性能向上増分が次第に分析誤差に近づいており明確な改善かどうかを判定することが不明確になりつつある。このため今まで無視してきた影響力の少ない多くの影響因子を導入したり、偏

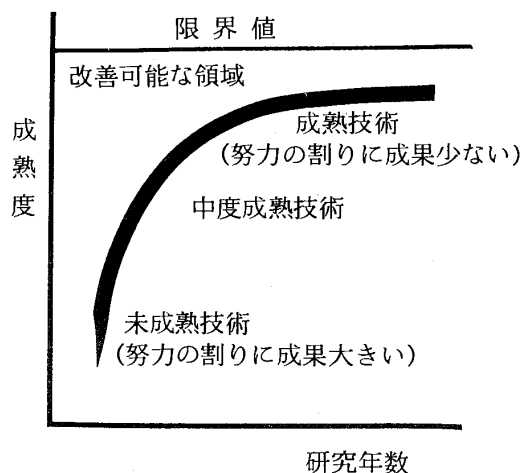


図8. 技術の成熟曲線

微分を全微分で、線形を非線形で、又、より詳細な計測を行うことが適切とも考えられよう。しかし前述したように、タービン入口ガス温度一つとっても複雑で取り扱いを単純化・平均化せざるを得ず、それなりの必然的な誤差が生ずることを容認せざるを得ない。

今まで科学技術はオームの法則やニュートンの力学のように単純な法則に支配される物理現象をまねて複雑な現象にもあてはめてきた。この複雑な現象ではその主要因子だけを取り出して π セオリーによるシミュレーションを行ってきたが、本質的にある程度の誤差を含む論理であり、今後成熟時代に近づいた冷却タービンの性能分析での誤差を可能な限り少なくする手法をいかに構築するか検討を始める時期になってきたと考えられる。いずれにせよ、成熟時代に近づいた冷却タービンのような複雑な物理現象の解明は未成熟時代の延長上の研究では対応することは極めて難しくなっている。

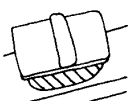
6. あとがき

ジェットエンジンが世界で初めて開発された時から冷却タービンの研究開発が始まり、民間航空

機エンジンに採用されて $\frac{1}{4}$ 世代にもなり、我が国でも本格的に研究を始めて20年近くになっている。その間、世界で極めて多くの冷却タービンについての研究成果が報告されてきている。これらの莫大な研究成果は資料という形で出されている割には、総合化・体系化して設計法にまで高められているものは比較的少ない。今後も生み出されてくるこれらの資料をどのように整理し役立てるかを考えることは今後極めて大切と考えている。

文 献

- 1) 高原北雄, 日本ガスタービン学会 第1回特別講座 昭59. 7. 19
- 2) 高原北雄, 日本機械学会 東北支地方部講演会前刷 昭56. 11. 7
- 3) 高原北雄・吉田豊明, 日本ガスタービン学会 第8巻29巻 昭55. 6
- 4) 高原北雄, 日本ガスタービン学会 セミナー 第11回 昭58. 1. 20
- 5) 手島清美, 日本ガスタービン学会セミナー 第12回 昭59. 1. 20
- 6) 高原北雄, 日本航空宇宙学会誌 第32巻第371号 昭59. 12



10. 乱流のモデル化

ターボ機械の流れは一般にレイノルズ数 R_e が大きく、したがって乱流である。流体運動の中で最も複雑といわれるこの乱流運動も、層流と同じく連続式とナビエ・ストークス (N・S) 方程式で表わされる。 \tilde{U}_i , \tilde{P} を速度と圧力の瞬時値として、非圧縮性流れに対する連続式とN・S式は、次のようになる。

$$\frac{\partial \tilde{U}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (55a)$$

$$\frac{\partial \tilde{U}_i}{\partial t} + \tilde{U}_j \frac{\partial \tilde{U}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \tilde{P}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \tilde{U}_i}{\partial x_j^2} \quad (55b)$$

これら3次元非定常の式は、層流の場合には、数値的に解を求めることができる。しかし、乱流の場合に直接数値解を求めることは、現在のコンピュータの能力をはるかにこえる問題である。これは、乱流渦(eddy)の大きさが、 10^5 にもおよぶきわめて広い範囲にわたって分布していることによる。すなわち、乱れの空間、時間の最小スケール(コルモゴロフ・スケール)まで分解しようとするれば、3次元空間の格子分割数を $R_e^{9/4}$ 、時間分割数を $R_e^{1/2}$ に比例してとらなければならない。 $R_e=10^6$ として試算すれば、格子分割数は 3×10^{16} にもなる。したがって、 R_e の大きい実在乱流の直接計算は、近い将来には実現しそうもない。

乱流の計算を実行するためには、乱流の一部あるいは全部を何らかの方法で単純化しなければならない。せん断乱流では、エネルギー保有渦と漠然とよばれている大スケールの渦が平均流に干渉して平均特性を変え、また平均運動からエネルギーを獲得して乱れ運動を維持する。他方、小さい渦は流れの力学には関与せず、大きい渦から下ってきたエネルギーを消費するという受動的役割しか果たさない。さらに、大きな渦の運動は境界条件から最も大きな影響を受け、流れの形式によっ

て異なるが、渦は小さくなるほど境界条件との関係はうすくなり、局所等方性とよばれる相似性をもつ。そこで、大きい渦は直接に3次元非定常計算をし、小さい渦は大きい渦の平均特性に経験的に結びつけてモデル化して扱うのが、Large Eddy Simulation (L. E. S.) である⁽³⁷⁾。

LESにおける小さい渦のモデル化は、計算に必要な格子分割数をいちじるしく少なくし、流れによっては 32^3 程度の格子数でも実行が可能である。しかしそれでも、壁面のある流れを計算して意味のある結果を得るには、工学的モデル計算にくらべてはるかに長い時間がかかると思わなければならない。また現実には、計算時間や記憶領域の節約のために高速フーリエ変換などの便宜的手段に頼っているので、境界条件などに強い制限がつくし、最も簡単な一様乱れの場合でも予想以上に問題点が多いこともわかってきた。LESは基礎研究目的に対してようやく成果を出しはじめたばかりであるが、コンピュータの性能に予期せぬほどの飛躍的な進歩がない限り、今世紀の間に設計のための実用計算法として登場することは考えられない。

現在の工学的計算法はすべて、時間平均をとったN・S方程式、すなわち、レイノルズ方程式に基づいている。これは乱流の大小にかかわらず、検査容積を通過するすべての渦を平均化するものである。乱流変動にくらべて長い時間スケールの平均を U_i , P として、 $\tilde{U}_i = U_i + u_i$, $\tilde{P} = P + p$ と分解し(55a), (55b) に代入して時間平均をとれば、次の式が求まる。

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (56a)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j^2} - \frac{\partial}{\partial x_j} \overline{u_i u_j} \quad (56b)$$

(56b) をレイノルズ方程式とよぶ。右辺のレイノルズ応力 $\overline{u_i u_j}$ は、

$$\overline{\tilde{U}_i \tilde{U}_j} = U_i U_j + \overline{u_i u_j} \quad (57)$$

として、(55b) 左辺の非線形対流項から発生したものであり、乱流問題の本質が R_ϵ が大きいための非線形性にあることが、ここからも確認できる。

時間平均操作(57)により、未知数は方程式の数より6個多くなったので、方程式を新たに追加する必要がある。 $\overline{u_i u_j}$ の式をN・S式から導くと、 D/D_t を実質微分として、次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{D\overline{u_i u_j}}{Dt} = & - \left(\overline{u_i u_k} \frac{\partial U_j}{\partial x_k} + \overline{u_j u_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \right) - 2\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} \\ & + \frac{p}{\rho} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\overline{u_i u_j u_k} + \delta_{jk} \frac{\overline{u_i p}}{\rho} \right. \\ & \left. + \delta_{ik} \frac{\overline{u_j p}}{\rho} - \nu \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_k} \right) \quad (58) \end{aligned}$$

左辺は平均流線に沿う $\overline{u_i u_j}$ の変化率(対流)、右辺は順に $\overline{u_i u_j}$ の生成、消滅、再配分、拡散(乱流、圧力、分子による)を表している(図23)。この方程式

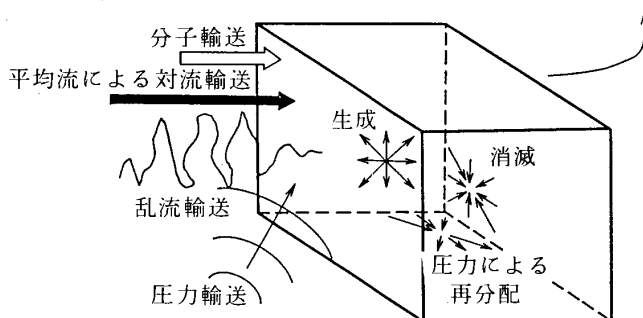


図23. 応力方程式の一般形

は複雑であり、他の新しい未知数、 $\overline{p u_i}$ や3次相関 $\overline{u_i u_j u_k}$ などを含んでいる。

同様に3次相関の式を求めても、4次相関が新しく現われて、この方程式系は閉じることがない。このような無限連鎖を完結させる唯一の方法は、方程式系に既に現われている量(すなわち U_i , $\overline{u_i u_j}$, およびこれらの勾配)を使って、経験関係式により未知量を表示することである。このようにして未知数の数を減らし、方程式の数に等しくすることができる。この作業が乱流のモデル化あるいは完結問題(closure problem)といわれるものである。

モデル化に用いる経験関係式を導くにあたっては實際上、実験データに頼らざるを得ないので、

乱流モデルの発展と進歩は、経験公式を必要とする複雑な乱流量の実験データの供給に大きく依存する。レイノルズ応力平衡などの高品質の実験データは、乱流のモデル化においても大きな価値をもつものである。

さて、レイノルズ方程式の未知量 $\overline{u_i u_j}$ の式だけでは、乱流のモデル化を実行することができない。 $D\overline{u_i u_j}/Dt$ の次元は(速度)²/(時間)すなわち(速度)³/(長さ)であり、各項に長さスケールを含む。モデル化では速度スケールを $\overline{u_i u_j}$ で与えるが、さらに長さスケールをすべての項について与えなければならない。

長さスケールは簡単には代数式で与えることもあるが、これもやはりN・S式から導いた輸送方程式に頼るのが正当である。現在広く用いられているものは、長さそのものではなく、乱れエネルギー散逸 $\epsilon \equiv \nu (\partial u_i / \partial x_j)^2$ で、次元は(速度)³/(長さ)である。N・S式から導いた乱れエネルギー散逸の厳密な輸送方程式は次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_l \partial x_j} \overline{u_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_l} + \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_l} \frac{\partial u_j}{\partial x_l} + \frac{\partial U_j}{\partial x_l} \frac{\partial u_i}{\partial x_l} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \\ + U_j \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_l} \right)^2 \right\} + \frac{\partial u_j}{\partial x_l} \frac{\partial u_i}{\partial x_l} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + u_j \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_l} \right)^2 \right\} \\ = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial u_i}{\partial x_l} \frac{\partial^2 p}{\partial x_l \partial x_i} + \nu \frac{\partial u_i}{\partial x_l} \left(\frac{\partial^2}{\partial x_j^2} \frac{\partial u_i}{\partial x_l} \right) \quad (59) \end{aligned}$$

この式はきわめて複雑で、ほとんどの項は測定できず、また対流項以外はその意味も判然としない。したがって、現在使われている ϵ のモデル方程式は全く経験的なものであって、モデル作成者が乱流の物理過程をどのように考えているかに基づいている。

以上、乱流の工学計算はレイノルズ方程式に基づき、モデル化が必須であること、モデル化には速度と長さのスケールが必要なこと、実験データに基づく経験式を用いてモデル化すること、測定できない項のモデル化は物理過程の理解に頼ること、などを見た。乱流モデルと乱流の計算については成書⁽³⁸⁾⁻⁽⁴²⁾や展望、解説⁽⁴³⁾⁻⁽⁵¹⁾などが多数あるので、式の誘導や具体的な計算例などの詳細についてはそちらを参照して頂くことにして、以下では、微分法による乱流計算で用いる、ゼロ方程式から応力方程式モデルまでを、乱流の物理構造を考えながら概観する。

11. ゼロ方程式モデル

過去、現在を通じて、乱流の計算に圧倒的に多く使われているモデルは、乱流粘性モデルである。その源は100年以上も前の Boussinesq にさかのぼる。乱流粘性モデルを一般形で表すれば、次のようになる。

$$-(\overline{u_i u_j} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \overline{u_k u_k}) = \nu_T \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (60)$$

これは層流の応力と歪の関係を表わす構成方程式と形式的に合わせたものである。層流の場合の分子粘性は単純な流体物性値であるが、乱流粘性 ν_T は流体物性とは直接の関係はなく、流れと場所によって変化する。また実際には応力方向によっても異なるが(異方性)、これは13節の代数応力モデルではじめて考慮できる。11節と12節では、(60)で表わされる等方的乱流粘性モデルを扱う。 ν_T はふつつ $\overline{u_i u_j}$ よりも単純な変化をするので、実用的には扱いやすい。

この ν_T を平均速度やせん断層厚さなどの平均流特性と関係づければ、 $\overline{u_i u_j}$ を代数式で与えることができる。これは乱流量の輸送方程式を必要としないので、ゼロ方程式モデルと呼ばれる。代表的なものは、有名な Prandtl の混合長モデルであり、2次元境界層の表示で書けば、次のようになる。

$$\nu_T = l_m^2 \left| \frac{\partial U_1}{\partial x_2} \right| \quad (61)$$

混合長 l_m は代数式あるいは定数で与える。

12節でわかるように式(61)は、乱れエネルギー k の輸送方程式において“生成=消滅”という k の局所平衡が成立するときに成り立つ式である。またせん断層がゆっくりと変化すれば、乱れの長さスケールをせん断層厚さと関係づけることができる。したがってこの2つの仮定がみたされる場合にのみ、混合長モデルは妥当性をもつ。

壁境界層には k の局所平衡が成立する慣性底層とよばれる領域があり、表面摩擦や熱伝達などに卓越した影響力をもつ。図24⁽⁵⁴⁾に示した平板境界層の k の収支の実験データ(Klebanoff)を見ると、壁近くでは生成 \cong 消滅が成立し、対流と拡散は小さいことがわかる。図25⁽⁵⁴⁾の円管流のデータ(Lauferによる)も、ほぼ同様の傾向を示している。このような事情により混合長モデルは、主流方向の変化のゆるやかな、簡単な境界層や管内流では成

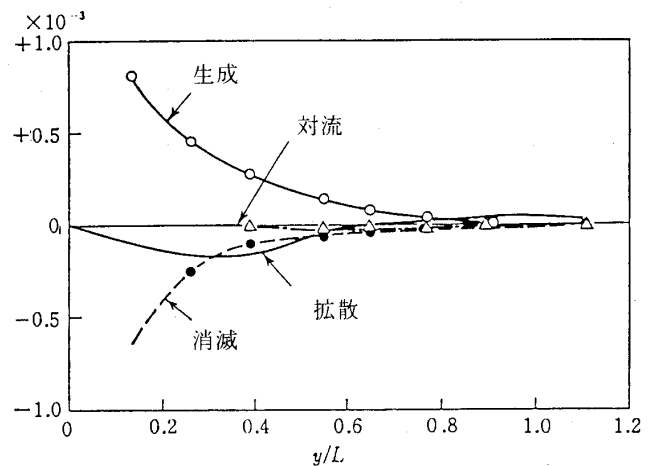


図24. 平板境界層の乱れエネルギー収支

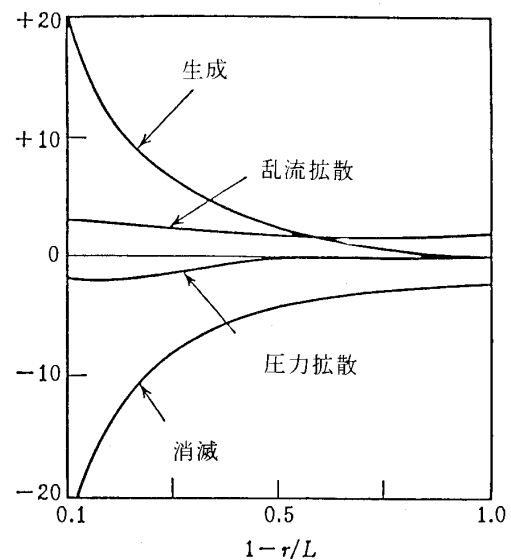


図25. 管内流の乱れエネルギー収支

功をおさめた。

しかし自由乱流たとえば噴流では、混合長モデルによる計算はあまりうまくいかなかった。そのため Prandtl は自由乱流向けの第2の乱流粘性モデル、

$$\nu_T = c \delta (U_{\max} - U_{\min}) \quad (62)$$

を提案し、Görtler が噴流の計算を行ってある程度の成功をおさめたことはよく知られている。

図26⁽⁵⁵⁾の噴流の乱れエネルギー収支の実験データ(RobinsおよびWyganski-Fiedlerによる)を見ると、 k の局所平衡関係は成立せず、4つの項は

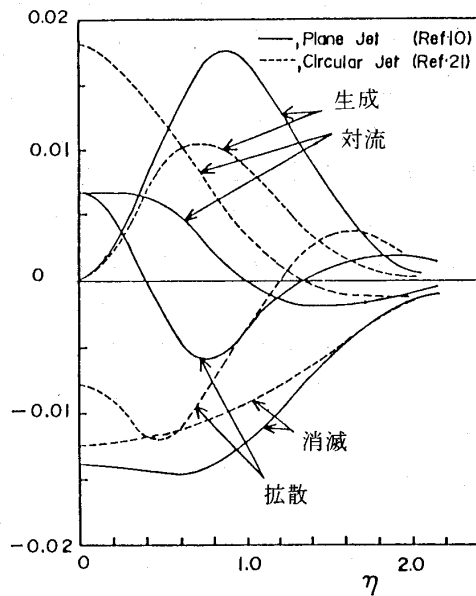


図26. 噴流の乱れエネルギー収支

いずれも大きくて無視できないので、混合長モデルの前提条件をみたしていないことがわかる。他方、図27⁽⁵⁵⁾の噴流の乱流せん断応力収支の実験データ

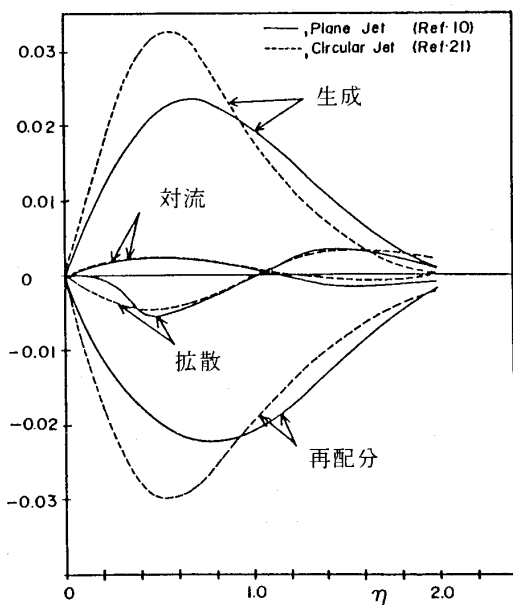


図27. 噴流の剪断応力収支

を見ると、対流項と拡散項は小さく、全体的には“生成≒再配分”の関係が成立する。13節で示すように、これは乱流粘性モデルが成立する前提条件となっている。

高次の乱流モデルの検討がすすみ、乱流量の測定が可能となった現在では、過去の混合長モデルの成功と失敗をこのように解釈し説明することができる。混合長モデルの妥当性は、ゆっくりと変化する簡単な壁境界層に限定されるということができよう。

12. 一および二方程式モデル

乱れの速度スケール $\overline{u_i u_j}$ を平均流だけで正しく表わせるのは、乱れエネルギーの局所平衡が成立する特別の場合だけであった。また、乱れの長さスケールも一般には代数式で表わしえない。そこで近年の乱流粘性モデルは、この2つを輸送方程式で表わす二方程式モデルとよばれるものである。 $\overline{u_i u_j}$ に代る速度スケールとして、方程式が1個ですむものを選択すれば、乱れエネルギー $k = \frac{1}{2}(\overline{u_1^2} + \overline{u_2^2} + \overline{u_3^2})$ 以外には考えにくい。長さスケールを l 、あるいは式(60)の ϵ で代用すれば、 ν_T の表示は次のようになる。

$$\nu_T = c\sqrt{k} l \quad \text{あるいは} \quad \nu_T = c_\mu k^2 / \epsilon \quad (63)$$

l を平均流の項と結びつけて代数式で与えれば、一方程式モデルとなるが、長さスケールだけを代数式で与えるのは中途半端であり、現在ではそのような一方程式モデルは二方程式への過渡的モデルと見なされることが多い。

式(63)を用いる方式ではないが、一方程式モデルとして有名なのは、Bradshawの計算法である⁽⁵⁶⁾。この方法では、2次元境界層では k と $\overline{u_1 u_2}$ が比例関係にあるとして、 k の輸送方程式を $\overline{u_1 u_2}$ の輸送方程式におきかえてしまう。このようにすると乱れの式は、乱流粘性を経由せずに直接にレイノルズ方程式と連立する。 k と $\overline{u_1 u_2}$ の比例関係が成立するのは壁境界層の慣性底層だけであり、また、 $\overline{u_1 u_2}$ の符号が反転するときには使えないなど、制限が多い。流れの特別な構造を組み込んだモデルだけに拡張性には乏しいが、仮定の枠内にある二次元境界層はよい精度で計算でき、三次元境界層への拡張も行われている⁽⁵⁷⁾。

さて、 k の方程式は、式(58)において $\overline{u_1^2}$, $\overline{u_2^2}$, $\overline{u_3^2}$ の式の和をとって、次のようになる。

$$\frac{Dk}{Dt} = -\overline{u_i u_j} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \epsilon - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k + \frac{p}{\rho} \right) u_j \right]$$

$$\left. -\nu \frac{\partial k}{\partial x_j} - \nu \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_i} \right] \quad (64)$$

左辺は対流，右辺は順に生成，散逸，拡散を表わし，たとえば図24～26のような分布をしている。

k の式は，(58)の主要項でモデル化において問題の多い再配分項を含まないので，モデル化しやすい。

一方程式モデルでは $\varepsilon = c_D k^{3/2}/l$ とモデル化するから，“生成＝消滅”が成立する境界層では次のようになる。

$$\nu_T \left(\frac{\partial U_1}{\partial x_2} \right)^2 = c_D \frac{k^{3/2}}{l}$$

k に式(63)を代入すれば，次の混合長モデルを得る。

$$\nu_T = \sqrt{\frac{c^3}{c_D}} l^2 \frac{\partial U_1}{\partial x_2} = l_m^2 \frac{\partial U_1}{\partial x_2}$$

k の局所平衡が混合長モデルの前提条件であることがわかる。

k のモデル式は，圧力拡散を無視し残りを勾配型拡散におけば，次のようになる。

$$\frac{Dk}{Dt} = \nu_T \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\nu_T}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (65)$$

ε の式は不明な項が多いので，適当な項を集めて生成，消滅，拡散に分類し， k, ε および式(60)の組み合わせでモデル化したもので，全く経験的なものである。代表的なモデル式は，次のようなものである。

$$\frac{D\varepsilon}{Dt} = c_{\varepsilon 1} \frac{\nu_T \varepsilon}{k} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - c_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\nu_T}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) \quad (66)$$

式(65)，(66)のいわゆる $k-\varepsilon$ モデルは Imperial College の Spalding-Launder のグループによるもので^{(43), (58)}，モデル定数の推奨値は次のような値である。

$$c_\mu = 0.09, c_{\varepsilon 1} = 1.45, c_{\varepsilon 2} = 1.9, \sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3 \quad (67)$$

これらの定数は再循環流や燃焼を含む流れまで広範囲の計算ができるように調整してあるので，(65)，(66)，(67)の組み合わせは現在のところ最もよく検証された二方程式モデルであるといえる。二方程式モデルにはこのほか，渦度変動の大きさで長さスケールを代表する $k-\Omega$ あるいは $k-W$ モデル， $k-k_l$ モデルなどがあるが，ここでは省略する。

二方程式モデルは速度と長さスケールをともに乱流量にとり，その4つの基本的効果，すなわち対流，生成，消滅，拡散を同時に考慮できる。し

たがってこのようなモデルではじめて，たとえば噴流(図26)のように， k の4つの効果が同程度である乱流を物理的正当性をもって取扱うことができる。実際問題として定数の選定が難しく，(67)は壁法則をくり返し使っているためにどちらかといえば壁流れむきの定数であるように思える。

構成方程式(60)は二方程式モデルの大前提であり，13節でわかるように，乱流応力の局所平衡が成立するときに $\overline{u_1 u_2}$ はこの形をとる。図27で示したような乱流応力の局所平衡は，かなり多くの流れで成立し，したがって乱流粘性モデル自体はかなり広い適用範囲をもつと思われる。

しかし，(63)では ν_T を等方的と仮定しており，乱流応力と平均速度勾配の比が方向によって異なるという実験事実に反する。したがって ν_T の異方性を考慮したモデルが必要であり，代数応力モデルの開発へとつながる。また当然， $\overline{u_i u_j}$ の対流や拡散が大きいときには式(60)は成立せず，そのような複雑な乱流の計算は応力方程式モデルに頼らなければならない。

13. 応力方程式モデルと代数応力モデル

最も簡単な平均速度勾配 $\partial U_1 / \partial x_2$ が一定の場合の平衡関係(図28)から，せん断乱流の本質的な機

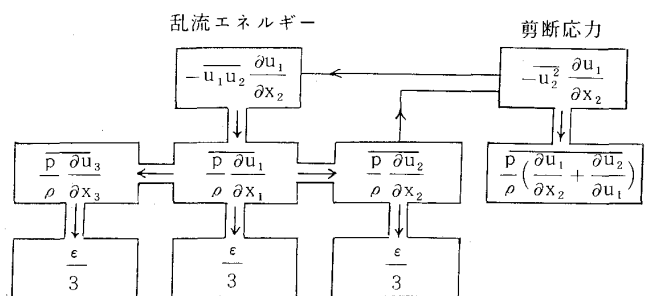


図28. 単純剪断流の平衡関係

構を見てみよう⁽⁵²⁾。拡散項は分布形を変えるだけで本質的な寄与はしないので，省略する。せん断応力と平均速度勾配が存在すれば，平均流から， $\overline{u_1^2}$ の変動にエネルギーが流入する。 $\overline{u_1^2}$ は生成項のない $\overline{u_2^2}$ ， $\overline{u_3^2}$ よりも大きいので，圧力と変動速度の相関項を介して $\overline{u_2^2}$ ， $\overline{u_3^2}$ に再配分され，やがて等方的散逸により熱に変わる。他方， $\overline{u_1 u_2}$ は $\overline{u_2^2}$ と $\partial U_1 / \partial x_2$ の存在による発生と圧力・せん断速度の変動相関による損失が平衡することで維持される。つ

まり、 $u_1 u_2$ の維持には $\overline{u_2^2}$ が、 $\overline{u_2^2}$ の維持には $u_1 u_2$ の存在が必要であり、乱れエネルギーとせん断応力が連立して乱流を維持している。このような乱流の機構は、応力方程式モデル^{(59),(60)} の段階ではじめて考慮できる。

応力輸送方程式(58)を次のように書きかえる。

$$\frac{D \overline{u_i u_j}}{Dt} = P_{ij} + \phi_{ij} - \varepsilon_{ij} + D_{ij} \quad (67)$$

右辺は $\overline{u_i u_j}$ の生成、他成分への再配分、消滅、拡散をあらわし、 P_{ij} 以外はモデル化する必要がある。多くのせん断乱流では、 P_{ij} と ϕ_{ij} が主要項である。

レイノルズ応力の生成項、

$$P_{ij} = - \left(\overline{u_i u_k} \frac{\partial U_j}{\partial x_k} + \overline{u_j u_k} \frac{\partial U_i}{\partial x_k} \right) \quad (68)$$

は平均速度勾配とレイノルズ応力だけを含むのでモデル化する必要がない。 P_{ij} はほとんどのせん断乱流での主要項となっているので、この項を厳密に扱えることは応力方程式モデルの強みであり、汎用的なモデルへの希望につながる。

圧力・歪相関項、

$$\phi_{ij} = \frac{p}{\rho} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (69)$$

はエネルギーを大きな成分から小さな成分に再配分するので、再配分項ともよばれる。 P_{ij} を“収入”にたとえば、 ϕ_{ij} は“税金”にあたり、金持から取って貧乏人に配分する。乱流全体を維持すると同時に、特定の成分レベルが極端に大きくならないように抑制するこの ϕ_{ij} の働きは、乱流の世界においてきわめて重要なものである。

圧力変動 p を含む ϕ_{ij} は、測定することができないので、応力方程式のモデル化で最も議論の多い項である。 p は純乱流変動の項と平均速度が関与する項に分けられるので、 ϕ_{ij} も純粋な乱れ相関 ϕ_{ij1} と平均流の影響を含む ϕ_{ij2} に分けてモデル化する。このモデル式にはかなり複雑なものもあるが、モデル定数を決めるのが困難であり、また計算結果がよいという保証もない。

ϕ_{ij} の基本的特徴をとらえた最も簡単なモデルは

$$\begin{aligned} \phi_{ij} = \phi_{ij1} + \phi_{ij2} = & -c_1 \frac{\varepsilon}{k} \left(\overline{u_i u_j} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \overline{u_k u_k} \right) \\ & - c_2 \left(P_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} P_{kk} \right) \end{aligned} \quad (70)$$

ϕ_{ij1} は Rotta による古典的モデル化であるが、今日で

もほとんど全ての計算がこのモデルを使っている。また ϕ_{ij2} は ϕ_{ij1} にくらべれば小さいので、現段階での複雑化はあまり意味がない。モデル定数値は、 $c_1 \cong 1.8$, $c_2 \cong 0.88$ である。

乱れエネルギーを熱に変える散逸渦はスケールが小さいので、等方的であるから、次のようにモデル化する。

$$\varepsilon_{ij} \equiv 2\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} = \frac{2}{3} \delta_{ij} \varepsilon \quad (71)$$

拡散項 D_{ij} はふつうは勾配型拡散を仮定し、たとえば次のようにおく。

$$\begin{aligned} D_{ij} &= \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\overline{u_i u_j u_k} + \delta_{ik} \frac{\overline{u_j p}}{\rho} + \delta_{jk} \frac{\overline{u_i p}}{\rho} - \nu \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_k} \right) \\ &= c_s \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\frac{k}{\varepsilon} \overline{u_k u_l} \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_l} \right) \end{aligned} \quad (72)$$

以上が応力輸送方程式のモデル化の代表的な例である。応力方程式モデルには、 $k-\varepsilon$ モデルに、 $\overline{u_1 u_2}$ の式を追加しただけの3方程式から、応力6成分に長さスケールを加えた7方程式まで考えられる。方程式の数が多くなるほど、乱流モデルにも数値計算にも問題点が多くなる。他方、単純化したモデルでも十分な精度で計算できる流れも多い。つぎに、応力方程式モデルを単純化した代数応力モデル⁽⁶¹⁾について述べる。

応力方程式では P_{ij} と ϕ_{ij} 、なかでも ϕ_{ij1} が主要項であり、図28で見たように $\overline{u_1 u_2}$ の生成と再配分項は平衡関係にある。 ϕ_{ij1} として(70)を使えば、

$$\overline{u_2^2} \frac{\partial U_1}{\partial x_2} = -c_1 \frac{\varepsilon}{k} \overline{u_1 u_2}$$

$\overline{u_2^2}$ と k の比例関係を代入すれば、次の乱流粘性表示(63)に帰着する。

$$-\overline{u_1 u_2} = c_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \frac{\partial U_1}{\partial x_2}$$

乱流粘性モデルは P_{ij} と ϕ_{ij1} の平衡関係を基礎としていることがわかる。

平衡関係に ϕ_{ij2} も加えると、さらに適用範囲の広い表示が期待される。 $P_{ij} + \phi_{ij1} + \phi_{ij2} = 0$ から、

$$\left(\overline{u_i u_j} - \frac{2}{3} \delta_{ij} k \right) = \frac{1-c_2}{c_1} \frac{k}{3} \left(P_{ij} - \frac{1}{\varepsilon} \delta_{ij} P_{kk} \right) \quad (73)$$

これが代数応力モデルの最も簡単な形である。この平衡関係に対流と拡散を何らかの形で加えると、さらに改善が期待できる。 D_k を k の拡散項として、 $\overline{u_i u_j}$ の輸送項を次のように k の輸送項でおきかえ

る。

$$\frac{D\overline{u_i u_j}}{Dt} - D_{ij} = \frac{\overline{u_i u_j}}{k} \left(\frac{Dk}{Dt} - D_k \right) = \frac{\overline{u_i u_j}}{k} (P_k - \varepsilon) \quad (74)$$

$\overline{u_i u_j}/k$ の変化が $\overline{u_i u_j}$ そのものの変化にくらべて小さければ、これはよい近似となる。(74)と(70)、(71)を(67)に代入して、次の表示式を得る。

$$\overline{u_i u_j} - \frac{2}{3} \delta_{ij} k = k \left[\frac{(1-c_2) \left(\frac{P_{ij}}{\varepsilon} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{P_k}{\varepsilon} \right)}{c_1 - 1 + P_k/\varepsilon} \right] \quad (75)$$

2次元境界層では、せん断応力 $\overline{u_1 u_2}$ は次式となる。

$$-\overline{u_1 u_2} = \frac{2}{3} \underbrace{\frac{1-c_2}{c_1} \frac{c_1-1+c_2 P_k/\varepsilon}{(c_1-1+P_k/\varepsilon)^2}}_{c_\mu} \frac{k^2}{\varepsilon} \frac{\partial U_1}{\partial x_2} \quad (76)$$

これは明らかに乱流粘性の形であるが、係数 c_μ はもはや定数ではなく、 P_k/ε の関数となっている。

代数応力モデルは k と ε の式、(65)、(66)と6つの代数方程式(75)を解くので、乱れの輸送方程式の個数で分類すれば、2方程式モデルの範ちゅうに入る。数値計算上の難点もあるときくが、計算費用は $k-\varepsilon$ モデルにくらべて大幅に増すものではないから、いずれ代数応力モデルはかなりポピュラーなものになるであろう。

しかし、 $\overline{u_i u_j}$ の輸送項を k の輸送項でおきかえる式(74)は、代数的便宜さを求めたもので、物理的妥当性は証明されていない。とくに $\overline{u_i u_j}$ が急激に変化するような流れでは、 $D\overline{u_i u_j}/Dt$ を厳密に取扱うとともに拡散項に対してもっとゆるやかなモデル化を行う応力方程式モデルに頼らざるをえない。もちろん、2方程式モデルよりも計算費用は大幅に増加するであろう。さらに現在のところ、実験データは十分ではなく、また急変化する流れの数値計算上の困難さもあって、計算結果は2方程式モデルにくらべて格段によいわけではない。しかし長期の予想としては、とくに複雑乱流を中心として、応力方程式モデルは乱流の工学計算に一般的に使われるようになるであろう。

文 献

- (37) Ferziger, J. H., AIAA J., 15-9(1977), 1261.
 (38) Kline, S. J., ほか3名(編), Proc. AFOSR-IFP-STANFORD Conf. Computation of Turbulent Boundary Layer-1968, (1969), Dept. of Mech. Eng., Stanford University.

- (39) Kline, S. J., ほか2名(編), Proc. 1980-1981 AFOSR-HTTM-STANFORD Conf. Complex Turbulent Flows, (1982), Dept. of Mech. Eng., Stanford University.
 (40) Launder, B. E. and Spalding, D. B., Mathematical Models of Turbulence, (1972), Academic Press.
 (41) Rodi, W., Turbulence Models and Their Application in Hydraulics-A State of the Art Review, (1980), IAHR.
 (42) Bradshaw, P., ほか2名, Engineering Calculation Methods for Turbulent Flows, (1981), Academic Press.
 (43) Launder, B. E. and Spalding, D. B., Comput. Meth. Appl. Mech. Eng., 3(1974), 269.
 (44) Mellor, G. L. and Herring, H. J., AIAA J., (1973), 590.
 (45) Reynolds, W. C., Ann. Rev. Fluid Mech., 8(1976), 183.
 (46) Launder, B. E., Int. J. Heat & Flow, 3-4(1982), 171.
 (47) Rodi, W., AIAA J., 20-7(1982), 872.
 (48) Marvin, J. G., AIAA J., 21-7(1983), 941.
 (49) 大路, 航空宇宙学会誌, 28-313(昭55), 48; 文献53の129ページ。
 (50) 広瀬, 航空宇宙学会誌, 28-313(昭55), 67.
 (51) 石垣, 機械学会誌, 87-785(昭59), 335.
 (52) Rotta, J. C., Turbulente Stromungen, (1972), Teubner; (大路訳) 乱流, (昭50), 岩波。
 (53) Bradshaw, P. 編, Turbulence, (1976), Springer-Verlag.
 (54) 谷(編), 流体力学の進歩, 乱流, (昭54), 丸善。
 (55) 石垣, 機械学会論文集, 48-433, B(昭57), 1692.
 (56) Bradshaw, P., ほか2名, J. Fluid Mech., 28-3(1967), 593.
 (57) Bradshaw, P. and Ferriss, D. H., Trans. ASME, Ser. D, 94-2(1972), 345.
 (58) Jones, W. P. and Launder, B. E., Int. J. Heat Mass Transfer, 15(1972), 301.
 (59) Daly, B. J. and Harlow, F. H., Phys. Fluids, 13-11(1970), 2634.
 (60) Launder, B. E., ほか2名, J. Fluid Mech., 68-3(1975), 537.
 (61) Rodi, W., ZAMM, 56(1976), 219.

1. まえがき

燃焼過程は、通常、自己継続的な発熱反応を伴う流動現象という形をとり、これが層流、乱流、脈動流、非定常流、混相流、固定床、流動床、移動床といった様々な様相で現れる。このような現象を数学的もしくは数値的にシミュレートしようとする試みは古くから行われてきたが、最近では、前者に対して漸近解析法⁽¹⁾が、後者に対しては差分法が発達し、ようやく実験のかなりの部分をシミュレーションで置換えられる情勢になってきた。

そこで、ガス燃焼や噴霧燃焼を行うガスタービン燃焼器、ボイラ、工業炉等を対象に、シミュレーションの中核となる数学モデルの構成手法と、使用頻度の高い解析手法である差分法について概説する。

2. 数学モデルの構成と取扱い

燃焼現象や燃焼機器の数学モデルの骨組となるのは、つぎの支配方程式群である。

(1) 連続則、(2) 運動量保存則、(3) 物質保存則、(4) エネルギー保存則

これらを与えられた境界条件と初期条件の下に解く訳であるが、その際、

(a) 燃焼反応、(b) 乱流輸送、(c) 放射伝熱、(d) 相間相互干渉、(e) 有害物質生成等に関するサブモデルが必要で、その数式表現されたものを支配方程式に代入するか、連立させる必要がある。

このようにして数学モデルができあがると、それを動作させる、換言すれば、支配方程式で表現される論理に従って、境界条件や初期条件に適合する場の状態(解)を決定しなければならないが、その段階で数学解析法と数値解析法に分岐する。解が得られると、実験データとの対比、解析の精度検討によって、精度や仮定の妥当性の検討がなさ

れて、研究や設計に利用される運びとなる。以上の関係をブロック・ダイアグラムの形で示したのが図1である。

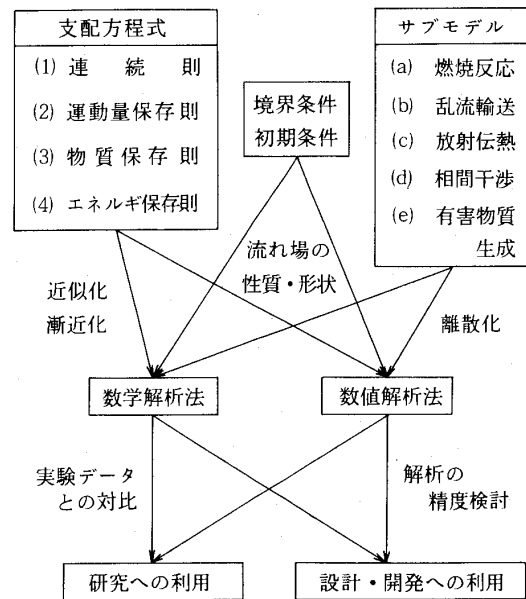


図1. シミュレーションのブロック線図

以下、数学モデルの各構成要素や解析手法について概説するが、詳細については、例えば文献(2)を参照されたい。

3. 流れ場の性質と形状

流れ場をその性質と形状とによって分類すると、以下のようになる。

3-1. 流体の性質による分類 流体は圧縮性流体と非圧縮性流体、粘性流体と非粘性流体、ニュートン流体と非ニュートン流体に分類される。燃焼現象の数学モデルには、非圧縮性流体—粘性流体—ニュートン流体という組み合わせが使われるのが普通であるが、場合によっては、圧縮性流体や非粘性流体の仮定が使われることもある。

3-2. 流れの性質による分類 流れはその性質によって、層流と乱流、亜音速流と超音速流、定常流れと非定常流れ、放物形流れとだ円形流れに分類される。放物形流れというのは、支配方程式

式が放物形の偏微分方程式（直交座標系の少なくとも一軸方向には二次導関数が現れない偏微分方程式）の形をとるものであり、だ円形流れというのは、だ円形の偏微分方程式（いずれの方向にも二次導関数が現れる偏微分方程式）の形をとるものである。本来、すべての流れはだ円形流れであるが、主流方向の流速、温度、濃度の勾配が直角方向のそれに比べて小さく、また、直角方向の速度成分が相対的に小さい場合には境界層近似が成立し、支配方程式を近似的に放物形の偏微分方程式の形に書くことができる。この場合は、数値解析において試行錯誤法は不要となり、上流境界から行進法で計算を行うことができる。当然、計算機の記憶容量は格段に小さくでき、計算時間も大幅に短縮できる⁽³⁾。

連続燃焼を行う炉や燃焼器の流れは、一般には乱れを伴う定常流れと考えられているが、実際には、乱流と呼ばれるものより、はるかに長周期の変動を伴う非定常流れとなっていることが多い。例えば、ボイラののぞき窓からながめると、1秒前後の周期で流れの方向が変化している。このような長周期の変動は乱流モデルに含めることが困難なので、流れを時間的に平均して定常流れとして扱う際に、短周期変動のみを乱流モデルに含めて、長周期変動は無視してしまうことが多い。しかし、このような流れは、本来、非定常乱流として扱うべきもので、近似的にでも定常モデルが当てはまるかどうかは、慎重に検討する必要がある。

長周期変動は別にしても、支配方程式群の解を適当に仮定して、試行錯誤数値解法により正しい定常解に近付けてゆく際に、支配方程式の形が定常式でよいのか、それとも非定常式の方が収束過程が現象に即しており、よりよい収束性を示すのかという問題がある。定常式でも、適当な緩和係数を導入することにより、非定常式と本質的に変わらない収束過程をたどるといふ説⁽⁴⁾もあるが、一考を要する点であろう。

3-3. 流れ場の形状による分類 流れ場を幾何学的形状によって分類すると、零次元流れ、一次元流れ、二次元流れ、三次元流れとなる。

(1) 零次元流れ 特に主流方向というものを持たない流れ場において、混合をしだいに激しく

してゆくと、その極限において、流れ場に温度や濃度の勾配が存在しなくなり、流れ場全体が均質になってしまう。このような流れを“零次元流れ”、内部に零次元流れ場を持つ燃焼器のモデルを“零次元モデル”または“かくはん反応器モデル”と呼ぶ（図2）。均質とは言っても、分子レベルまで均質

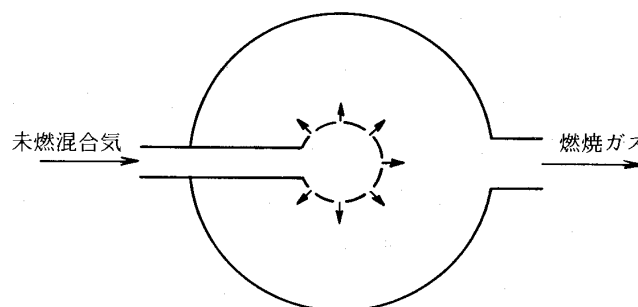


図2. 零次元流れ

か、乱流うずのレベルで均質かによって燃焼過程に差が生じ、前者を“完全かくはん反応器モデル”（Perfectly stirred reactor (PSR) model）、後者を“うず混合かくはん反応器モデル”（Macromixed stirred reactor (MSR) model）と呼ぶ。後者にはディーゼル燃焼に対する池上らの“確立過程論モデル”があり⁽⁵⁾、定容燃焼器内でのうずの凝集・分離をモンテカルロ法でモデル化している。

(2) 一次元流れ 主流と直角な断面内では流速、温度、濃度が一様で、変化が主流方向にのみ存在する流れである。この変形として、流路断面積の変化のみを許す“準一次流れ”や、途中で空気などの混合があっても、瞬時にして断面内に一様に拡散・混合する“瞬時混合型一次元流れ”がある（図3）。このような流れ場を仮定する炉や燃焼器

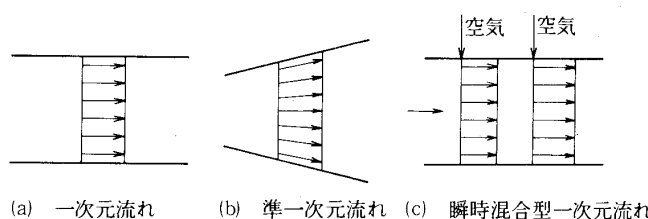


図3. 各種一次元流れ

のモデルを“プラグ流反応器モデル”（Plug-flow reactor (PFR) model）と呼ぶ。断面内で分子レベ

ルまで均質か、乱流うずのレベルで均質かによって、後者を“うず混合プラグ流反応器モデル”(Macromixed plug-flow reactor (MPFR) model)または“凝集・分離プラグ流反応器モデル”と呼ぶ⁽⁶⁾。

(3) 二次元流れ 二次元流れは“平面二次元流れ”と“軸対称二次元流れ”に分けられる(図4)。

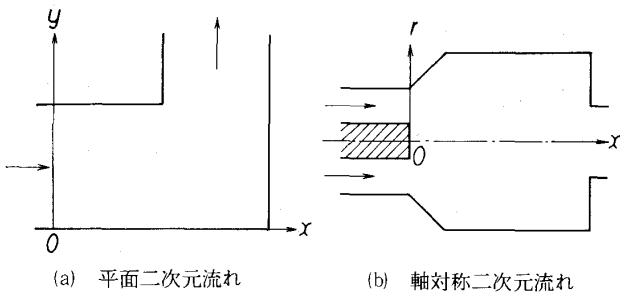


図4. 各種二次元流れ

炉や燃焼器は円環状や円筒状に近い形状のものが多く上に、三次元流れに比較して、計算機の記憶容量や計算時間が格段に少なくすむので、この流れ場を対象とした数学模型が広く用いられる。噴流を含む流れ場でも、同軸噴流や環状噴流であれば軸対称二次元流れとして扱えるが、多孔ノズルや横断噴流は三次元流れに分類される。

前述のように、流れは放物形とだ円形に分類されるが、特に二次元流れにおいては、前者の方がはるかに数値解析が容易であり、汎用性のある計算機コードが公開されている⁽³⁾。後者の流れに対しては、Gosman らの計算機コード⁽⁷⁾が公開されているが、流れ関数とうず度を従属変数に選んでおり、収束性の悪い場合が多いので、最近では圧力補正法⁽⁸⁾を用いる例が多くなっている。

(4) 三次元流れ 箱形炉等、三次元形状を持つ炉や燃焼器は、当然、三次元流れを考慮してモデル化しなければならない。また、前述のように、平面二次元や軸対称二次元形状を持つように見えても、実際には三次元流れ場を持つ炉や燃焼器も少なくない(図5)。この場合には、数値解析に膨大な記憶容量と計算時間を必要とする。

3-4. 複合反応器モデル 前節で、流れ場の形状を零次元から三次元へと発展させる過程において、種々の反応器モデルが提案されてきたことを紹介した。だ円形二次元流れや三次元流れは、単独で燃焼器や炉の“詳細模型”の骨格となり得る

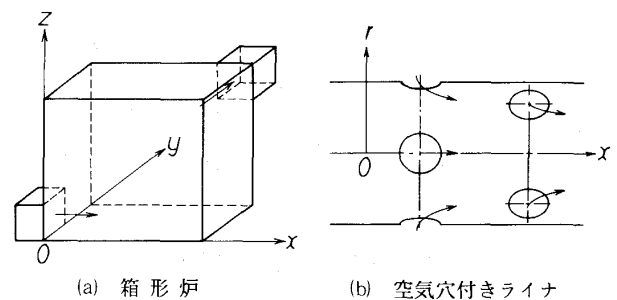


図5. 各種三次元流れ

が、零次元流れや一次元流れに基づく反応器モデルは、炉や燃焼器の数学模型としては不十分である。それでも、PSR, MSR, PFR, MPFR の各モデルが単独で燃焼器や炉に適用された時期があり、そのような炉や燃焼器の数学模型を“単一反応器模型”と呼ぶ。

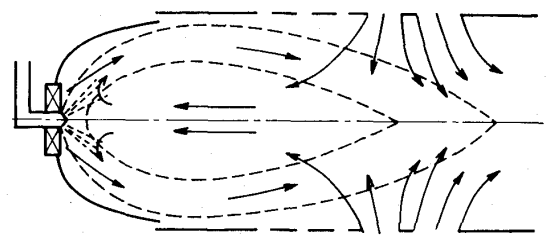


図6. ガスタービン燃焼器

ところで、図6のガスタービン燃焼器に例示されるように、炉や燃焼器の多くは、火炎を安定化させるために還流領域を持っており、その周囲や下流に順流領域を置くことが多い。とすれば、何種類かの単純な反応器モデルを組み合わせることによって、炉や燃焼器の数学模型が構成できないかという考え方が出てくるのは当然で、そのように構成された数学模型を“複合反応器模型”と呼ぶ。ガスタービン燃焼器の複合反応器模型を図7ないし図9に例示する。

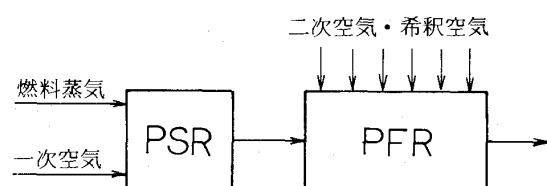


図7. Pratt らの燃焼器モデル⁽⁹⁾

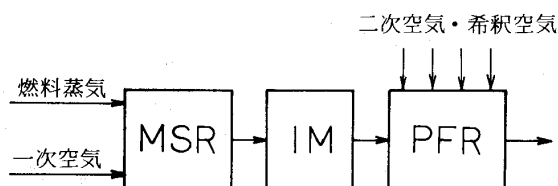
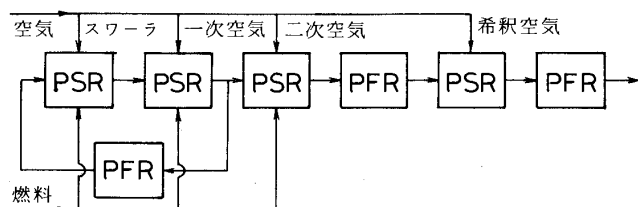
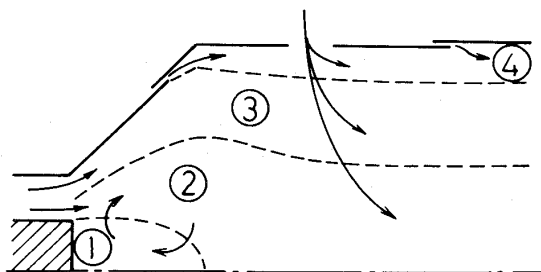
図8. Fletcher らの燃焼器モデル⁽¹⁰⁾図9. Swithenbank らの燃焼器モデル⁽¹¹⁾

図7はPratt らの燃焼器モデル⁽⁹⁾，図8はFletcher らの燃焼器モデル⁽¹⁰⁾で，いずれも素直な複合反応器モデルである。なお，図8のモデルでは，MSR内部のうずの当量比(場合によっては年齢も)はガウス分布をしていると仮定する。中間混合器(IM)はMSRとPFRのマッチングをとるためのインターフェースで，うず混合状態を分子混合状態に変換する働きをする。還流領域を逆流領域と多数の順流領域に分け，各領域への燃料や一次，二次空気の直接供給を考慮した最も複雑な複合反応器モデルが図9に示されるSwithenbank らの燃焼器モデルである⁽¹¹⁾。

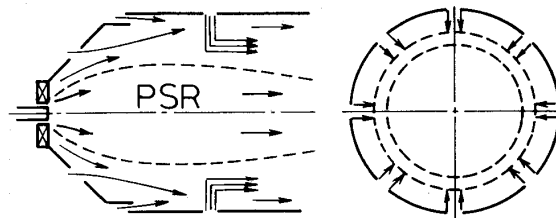
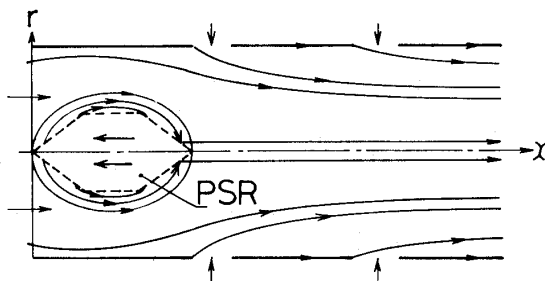
複合反応器モデルと同じ段階で，別のゆき方をとった数学モデルも出現した。その一つが図10に示さ

図10. Mosier らの燃焼器モデル⁽¹²⁾

れるMosier らの燃焼器モデル⁽¹²⁾で，流管模型と呼ばれる。流れ場を巨大流管①～④に分割し，それぞれの間の熱と物質の交換，油滴と空気噴流の貫通，流管内での油滴燃焼を半経験的にモデル化し

ている。

いま一つのゆき方は，軸対称二次元流れの一部にPSRのような低次元反応器モデルを埋込んだ“埋込み反応器模型”で，図11と図12にその例を示す。

図11. Edelman らの燃焼器モデル⁽¹³⁾図12. 水谷らの燃焼器モデル⁽¹⁴⁾

この方法によって，流れ場から逆流部分を取除き，境界層近似が成立するようにしたものである。図11はEdelman らの燃焼器モデル⁽¹³⁾で，一次燃焼領域中心部にある還流領域を，上流端から燃料と空気の供給を受け，下流端から燃焼生成物を吐出すPSRで置換えている。フィルム冷却スロットより流入する空気はスロットと同じ投影面積の円環状ソースよりの吹出しで置換え，ライナ穴より流入する空気噴流は，その貫通を考慮して，ある深さの円環状ソースよりの吹出しで置換える。PSRは周囲流と熱や物質の交換を行う。

図12は筆者らの燃焼器モデルである⁽¹⁴⁾。この数学モデルにおいては，逆流領域を円柱の上・下流端に円錐面をかぶせた形の仮想壁で覆い，PSRとして取扱う。上流円錐面をしみ出し面，下流円錐面を吸込み面とすると，逆流領域を中心として循環流が形成される。また，各ライナ空気穴列は円周方向に連続したしみ出し帯で置換える。この置換えにより，循環流や横断噴流を含む三次元だ円形流れは軸対称二次元放物形流れとして取扱えるようになるが，横断噴流の貫通力がモデルから失わ

れるために、流れ模様が大きく変化してしまう欠点がある。

4. 詳細数学模型

数学模型の骨組を構成する支配方程式は、つぎのとおりである。

連続則

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

運動量保存則

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_j) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i} (p \delta_{ij} + \tau_{ji}) + \rho g_j \quad (j=1, 2, 3) \quad (2)$$

物質保存則

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho m_l) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i m_l) = -\frac{\partial}{\partial x_i} (j_{li}) + R_l \quad (l=1, 2, \dots, s) \quad (3)$$

エネルギー保存則

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho h) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i h) = -\frac{\partial}{\partial x_i} (q_i + \sum_l j_{li} h_l) + Q_h \quad (4)$$

ただし、 t =時間、 x_i =位置座標 ($i=1, 2, 3$)、 ρ =密度、 $u_i=x_i$ 方向速度成分、 p =静圧、 δ_{ij} =クロネッケルの δ ($i=j$ で1、 $i \neq j$ で0)、 τ_{ij} =せん断応力 (x_j 方向運動量の x_i 方向流束)、 $g_j=x_j$ 方向重力加速度、 $m_l=l$ 化学種の質量分率、 $j_{li}=l$ 化学種の x_i 方向拡散質量流束、 R_l =単位体積当たり l 化学種の生成率、 h =比エンタルピー、 $q_i=x_i$ 方向伝導熱流束、 $h_l=l$ 化学種の比エンタルピー、 Q_h =単位体積当たり熱発生率 (輻射受熱、圧力仕事、摩擦熱によるもので、反応熱は含まない) で、 $\partial f_i / \partial x_i = \partial f_1 / \partial x_1 + \partial f_2 / \partial x_2 + \partial f_3 / \partial x_3$ なる総和規約を適用するものとする。

式(2)~(4)中の τ_{ji} 、 j_{li} 、 q_i 、 h は次式で与えられる。

$$\tau_{ji} = -\mu \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (5)$$

$$j_{li} = -D_l \frac{\partial m_l}{\partial x_i} = -\rho D_l \frac{\partial m_l}{\partial x_i} \quad (6)$$

$$q_i = -\lambda \frac{\partial h}{\partial x_i} = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (7)$$

$$h = \sum_l m_l h_l = \sum_l m_l \left(\frac{H_{l,298}}{M_l} + \int_{298}^T c_{pl} dT \right) \quad (8)$$

ここで、 μ =粘性係数、 $D_l=l$ 化学種の拡散係数、 λ =熱伝導率、 T =絶対温度、 $H_{l,298}$ =298Kにおける l 化学種のモル生成エンタルピー、 $M_l=l$ 化学種の

分子量、 $c_{pl}=l$ 化学種の定圧比熱である。

ところで、炉や燃焼器内の流れ場は、多くの場合、層流場ではなく、乱流場である。乱流場に対して式(1)~(4)を解くことは、原理的には不可能ではないが、現存の電子計算機を用いて数値解析を行うことは、記憶容量と計算速度の関係から、極めて困難である。そこで、通常は式(1)~(4)を時間的に平均して、それに乱流サブモデルを導入し、数値解析する方法が採用される。

等密度流に対しては、 $u_i = \bar{u}_i + u'_i$ 、 $p = \bar{p} + p'$ 、 $m_l = \bar{m}_l + m'_l$ 、 $h = \bar{h} + h'$ 等と置いて、式(1)~(4)の時間平均値をとると、つぎのようになる。ただし、 \bar{u}_i 等は時間平均値を、 u'_i 等はそれらの変動成分を表す。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) \\ = \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{p} \delta_{ij} + \bar{\tau}_{ji} + \rho \overline{u'_i u'_j}) + \rho g_j \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{m}_l) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i \bar{m}_l) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{j}_{li} + \rho \overline{u'_i m'_l}) + \bar{R}_l \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{h}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i \bar{h}) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{q}_i + \sum_l \bar{j}_{li} \bar{h}_l + \rho \overline{u'_i h'}) + \bar{Q}_h \end{aligned} \quad (12)$$

式(10)~(12)中には $\overline{u'_i u'_j}$ 、 $\overline{u'_i m'_l}$ 、 $\overline{u'_i h'}$ なる変動成分の相関項が含まれており、これらに関する支配方程式を式(1)~(4)から導出するか、 \bar{u}_i 、 \bar{m}_l 、 \bar{h} 等で表現する経験式を導入しなければ、解析は不可能である。また、 $\overline{u'_i u'_j}$ 等の支配方程式には、さらに高次(3次)の相関項が含まれるので、いずれは経験式を導入して、方程式を閉じねばならない。そのために使用されるサブモデルを“乱流サブモデル”と呼ぶ。

つぎに、密度変動のある非等密度流に対しては、ファブレ平均 $\tilde{u}_i = \overline{\rho u_i} / \bar{\rho}$ 、 $\tilde{m}_l = \overline{\rho m_l} / \bar{\rho}$ 、 $\tilde{h} = \overline{\rho h} / \bar{\rho}$ を導入し、 $u_i = \tilde{u}_i + u''_i$ 、 $m_l = \tilde{m}_l + m''_l$ 、 $h = \tilde{h} + h''$ と置けば、式(1)~(4)を時間平均したものは、つぎのようになる。

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = & -\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{p} \delta_{ij} + \bar{\tau}_{ji} \\ & + \bar{\rho} \tilde{u}_i'' \tilde{u}_j'') + \bar{\rho} g_j \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{m}_l) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{m}_l) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{j}_{li} + \bar{\rho} \tilde{u}_i'' \tilde{m}_l') + \bar{R}_l \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{h}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{h}) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{q}_i + \sum_l \bar{j}_{li} \tilde{h}_l + \bar{\rho} \tilde{u}_i'' \tilde{h}') + \bar{Q}_h \end{aligned} \quad (16)$$

等密度流の式(9)~(12)と非等密度流に対する式(13)~(16)は全く同じ形をしているので、乱流サブモデルに多少の差の出ることを除いて、両者は全く同じように取扱うことができる。

支配方程式の導出に関しては、平易に、要領よく解説したテキストがあるので⁽¹⁵⁾、詳細に関しては、それを参照されたい。また、平面二次元もしくは軸対称二次元の定常流に対する支配方程式の導出と、数値解析に適した形への変形に関しては、文献(2)~(4)に解説されているし、燃焼の教科書⁽¹⁶⁾にもその概略と、同軸噴流拡散火炎に対する計算例が記載されているので、参照されたい。ここでは、旋回のない軸対称二次元定常流に対する支配方程式の導出結果だけを示しておく。

連続則

$$\frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v) = 0 \quad (17)$$

軸(x)方向運動量保存則

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} (\rho u^2) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho u v) - \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial x} \right) \\ - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu_e \frac{\partial u}{\partial r} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial u}{\partial x} \right) \\ + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu_e \frac{\partial v}{\partial x} \right) - \rho g_x \end{aligned} \quad (18)$$

半径(r)方向運動量保存則

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} (\rho u v) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v^2) - \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\ - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu_e \frac{\partial v}{\partial r} \right) = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_e \frac{\partial v}{\partial r} \right) - \frac{2 \mu_e v}{r^2} \end{aligned}$$

$$+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu_e \frac{\partial v}{\partial r} \right) \quad (19)$$

物質保存則

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} (\rho u m_l) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v m_l) - \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\mu_e}{Sc_e} \frac{\partial m_l}{\partial x} \right) \\ - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{r \mu_e}{Sc_e} \frac{\partial m_l}{\partial r} \right) = R_l \end{aligned} \quad (20)$$

エネルギー保存則

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} (\rho u h_s) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v h_s) - \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\mu_e}{Pr_e} \frac{\partial h_s}{\partial x} \right) \\ - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{r \mu_e}{Pr_e} \frac{\partial h_s}{\partial r} \right) = Q_h \end{aligned} \quad (21)$$

ここで、 $u, v = x, r$ 方向速度成分、 $h_s =$ 運動のエネルギーも含めた全比エンタルピー、 $\mu_e, Sc_e, Pr_e =$ 実効粘性係数、実効シュミット数、実効プラントル数である。また、勾配モデルと呼ばれる乱流サブモデルにより変動成分はすべて消去されているので、時間平均やファブレ平均の記号は省略されている。

境界層近似が成立する場合には、式(17)~(21)の下線を施した項は省略可能となり(したがって式(19)は消滅する)、支配方程式はだ円形偏微分方程式から放物形偏微分方程式に変わる。

前述のように、式(9)~(16)には変動成分の相関項が含まれている上に、拡散質量流束 j_{li} や伝導熱流束 q_i にも時間平均値が要求されており、これら、特に相関項の定式化のためには乱流サブモデルが必要である。また、 l 化学種の生成率 R_l もしくはその時間平均値の定式化のためには燃焼反応サブモデルが、熱発生率 Q_h もしくはその時間平均値の定式化のためには放射伝熱サブモデルが要求される。さらに、噴霧燃焼や微粉炭燃焼においては、気相、液相、固相が入り交じった混相流れ場となるために、液相や固相に対する支配方程式を追加する必要が生じる上に、相間干渉によって、気相に対する連続則、運動量保存則、物質保存則、エネルギー保存則のすべてに、新しい発生項が付け加わる。そのために相間干渉サブモデルが必要となる。燃焼機器の設計においてはCO, NO_x, SO_x, 未燃炭化水素, すす, ばいじん等の有害物質の排出量を予想する必要も生じるが、そのためには有害物質生成サブモデルが必要となる。これらのサブモデルはそれぞれ非常に困難な問題を包含しており、一つ一つが一大研究分野を形成している。

文 献

- (1) 三谷・新岡, 航空宇宙学会誌, 31-348(昭58), 14.
- (2) 機械学会関西支部, 第101回講習会「燃焼のモデリングと数値解析」教材, (昭57).
- (3) Patankar, S. V. & Spalding, D. B., Heat and Mass Transfer in Boundary Layers (2nd ed.), (1970), Intertext Books.
- (4) Patankar, S. V., Numerical Heat Transfer and Fluid Flow (1980), Hemisphere/McGraw-Hill.
- (5) 池上・塩路, 機械学会論文集, B46-404(昭55), 754;762.
- (6) Flagan, R. G. & Appleton, J. C., Combust. Flame, 32-2(1974), 249.
- (7) Gosman, A. D., ほか4名, Heat and Mass Transfer in Recirculating Flows (1969), Academic Press.
- (8) Patankar, S. V., Studies in Convection, Vol.1, (Ed. Launder, E.), (1975), 1, Academic Press.
- (9) Pratt, D. T., ほか3名, AIAA Paper No.71-713 (1971).
- (10) Fletcher, R. S. & Heywood, J. B., AIAA Paper No.71-123 (1971).
- (11) Swithenbank, J., ほか3名, Proc. 14th Symp. (Int.) on Combust. (1973), 627.
- (12) Mosier, S. A., ほか2名, Atmospheric Pollution by Aircraft Engines (1973), CP. No.125, AGARD.
- (13) Edelman, R. B., ほか2名, Emissions from Continuous combustion Systems (Ed. Cornelius, W. & Agnew, W. C.), (1972), 55, Plenum Press.
- (14) 水谷・香月, 機械学会論文集, '42-355(昭51), 943.
- (15) 高城, 文献(2)の23ページ。
- (16) 水谷, 燃焼工学(昭52), 112, 森北出版。

後 援 会 議

第3回アジア流体力学会議の開催について

(The Third Asian Congress of Fluid Mechanics)

主 催: アジア流体力学会議委員会, 第3回アジア流体力学会議組織委員会

開 催 日: 1986年9月1日(月)~5日(金)

会 場: 日本都市センター 東京都千代田区平河町2-4-1

主な分野: 1. 気体力学, 2. 境界層, 3. 乱流・流れの安定性, 4. 数値流体力学, 5. 水理学・河川工学, 6. 産業における流体力学・水力機械, 7. 空力音響学・空力弾性学, 8. 熱物質輸送・燃焼, 9. 多相流・反応性流体, 10. 生理流体力学, 11. 地球流体力学・宇宙流体力学, 12. プラズマ・電磁流体力学, 13. 環境流体力学, 14. その他

日 程:

予備登録締切: 1985年3月31日

論文(extended abstract)提出締切: 1985年9月30日

論文採否の通知: 1985年12月

(予備登録には first circular についている用紙を使用し, 庶務高木宛郵送して下さい。論文提出に関する詳細は second circular (1985年6月発送)に掲載されます。)

登 録 料: 20,000円(論文集の代金を含む。)その他 banquet 8,000円, outing 2,000円を予定しています。

連 絡 先: 予備登録宛先および circular の請求先は下記へ。

〒183 東京都府中市幸町3-5-8 東京農工大学一般教育部 高木隆司

TEL 0423-64-3311

(組織委員会庶務担当 高木隆司)

文 献

- (1) 三谷・新岡, 航空宇宙学会誌, 31-348(昭58), 14.
- (2) 機械学会関西支部, 第101回講習会「燃焼のモデリングと数値解析」教材, (昭57).
- (3) Patankar, S. V. & Spalding, D. B., Heat and Mass Transfer in Boundary Layers (2nd ed.), (1970), Intertext Books.
- (4) Patankar, S. V., Numerical Heat Transfer and Fluid Flow (1980), Hemisphere/McGraw-Hill.
- (5) 池上・塩路, 機械学会論文集, B46-404(昭55), 754;762.
- (6) Flagan, R. G. & Appleton, J. C., Combust. Flame, 32-2(1974), 249.
- (7) Gosman, A. D., ほか4名, Heat and Mass Transfer in Recirculating Flows (1969), Academic Press.
- (8) Patankar, S. V., Studies in Convection, Vol.1, (Ed. Launder, E.), (1975), 1, Academic Press.
- (9) Pratt, D. T., ほか3名, AIAA Paper No.71-713 (1971).
- (10) Fletcher, R. S. & Heywood, J. B., AIAA Paper No.71-123 (1971).
- (11) Swithenbank, J., ほか3名, Proc. 14th Symp. (Int.) on Combust. (1973), 627.
- (12) Mosier, S. A., ほか2名, Atmospheric Pollution by Aircraft Engines (1973), CP. No.125, AGARD.
- (13) Edelman, R. B., ほか2名, Emissions from Continuous combustion Systems (Ed. Cornelius, W. & Agnew, W. C.), (1972), 55, Plenum Press.
- (14) 水谷・香月, 機械学会論文集, '42-355(昭51), 943.
- (15) 高城, 文献(2)の23ページ。
- (16) 水谷, 燃焼工学(昭52), 112, 森北出版。

後 援 会 議

第3回アジア流体力学会議の開催について

(The Third Asian Congress of Fluid Mechanics)

主 催: アジア流体力学会議委員会, 第3回アジア流体力学会議組織委員会

開 催 日: 1986年9月1日(月)~5日(金)

会 場: 日本都市センター 東京都千代田区平河町2-4-1

主な分野: 1. 気体力学, 2. 境界層, 3. 乱流・流れの安定性, 4. 数値流体力学, 5. 水理学・河川工学, 6. 産業における流体力学・水力機械, 7. 空力音響学・空力弾性学, 8. 熱物質輸送・燃焼, 9. 多相流・反応性流体, 10. 生理流体力学, 11. 地球流体力学・宇宙流体力学, 12. プラズマ・電磁流体力学, 13. 環境流体力学, 14. その他

日 程:

予備登録締切: 1985年3月31日

論文(extended abstract)提出締切: 1985年9月30日

論文採否の通知: 1985年12月

(予備登録には first circular についている用紙を使用し, 庶務高木宛郵送して下さい。論文提出に関する詳細は second circular (1985年6月発送)に掲載されます。)

登 録 料: 20,000円(論文集の代金を含む。)その他 banquet 8,000円, outing 2,000円を予定しています。

連 絡 先: 予備登録宛先および circular の請求先は下記へ。

〒183 東京都府中市幸町3-5-8 東京農工大学一般教育部 高木隆司

TEL 0423-64-3311

(組織委員会庶務担当 高木隆司)

単缶式モデル燃焼器に於ける水素，メタン， プロパン及びブタン燃焼性能の比較

三井造船 榑 江波戸 智
三井造船 榑 杉 本 富 男

1. 序 言

機種標準化を進める産業用ガスタービンの中で、燃焼器については特別な配慮が必要である。

灯油、天然ガスといった標準的なガスタービン燃料に対して、気体燃料あるいは液体燃料に合わせて燃料噴射弁は取り換えるものの、燃焼器本体については同一の燃焼器（本文では基準型燃焼器と呼ぶ）を使用することができる。

しかし、最近の燃料多様化が進む中ではこの基準型燃焼器だけで対処しきれずに、使用燃料に合

わせてその都度細かな設計変更を行う場合が多い^{1), 2), 3)}。

従って、この基準型燃焼器の適用燃料種を拡大することはガスタービンの標準化にとって重要な課題であり、また今後増加が予想される多種燃料焚きガスタービンに対しても重要な問題となっている。

そこで本研究は、気体燃料を対象として代表的なメタン CH_4 、プロパン C_3H_8 、ブタン C_4H_{10} および特異な例として水素 H_2 を取り上げ、単缶式直流

型モデル燃焼器による燃焼実験を行い、これら気体燃料の火炎安定性および燃焼特性を比較し、基準型燃焼器の融通性について検討した。

2. 実験装置

燃焼実験で使用した大気圧燃焼試験装置の系統図を図1に示す。

ブロワ吐出空気を、電気ヒータで所要の燃焼器入口空気温度 T_a に予熱した後、テスト用燃焼器へ供給する。

テスト用燃焼器は、組立断面図を図2に示すとおり、多段スリット式のフィルム冷却内筒を組み込んだ単缶式直流型燃焼器である。その空気孔配置としては表1に示す2種類のものを採用した。また、スワラについては、その主要寸法を表2に示すとおり、スワラ面積の異なる2種類のものを採用し、これらの組み合わせで3種類の燃焼器を使用した。I型燃焼器は、(1)式に定める一次燃焼領域の空気負荷率 L_{a1} を $556\text{kg}/\text{m}^2/\text{s}/\text{MPa}$ に設定してあるのに対して、III型燃焼器では $L_{a1}=850\text{kg}/\text{m}^2/\text{s}/\text{MPa}$ と空気負荷率を約1.5倍上げである。II型燃焼器はスワラの影響を

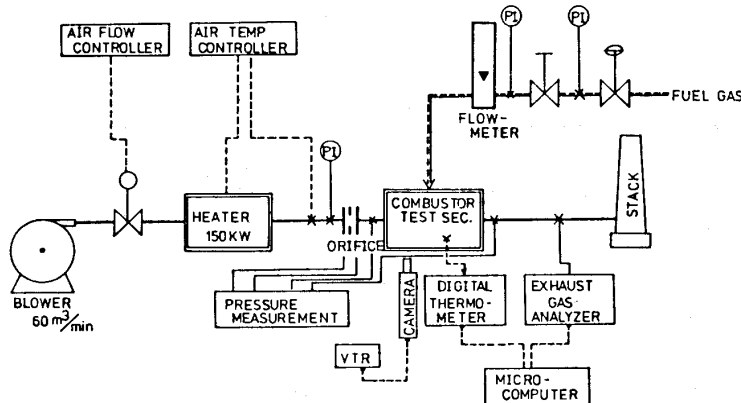


図1. 大気圧燃焼試験装置系統図

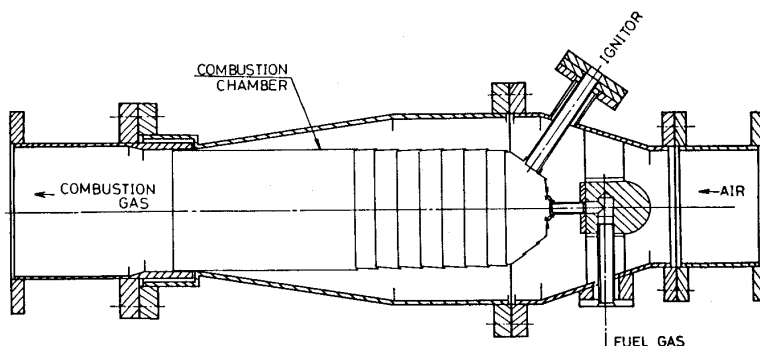


図2. 単缶式直流型モデル燃焼器

(昭和59年7月9日原稿受付)

表1. テスト用燃焼器空気孔配置

Airflow Distribution			
Combustor #	I	II	III
Swirler	A Type	B Type	B Type
Combustion Air Holes	—	—	—
	—	—	6-φ13
	6-φ13	6-φ13	6-φ13
	6-φ13	6-φ13	—
	—	—	—
	—	—	—
Dilution Air Holes	3-φ33	3-φ33	3-φ22

表2. テスト用スワラ諸元表

Swirler Specification			
		A Type	B Type
Outer Dia.	Do (mm)	39	50
Inner Dia.	Di (mm)	28	32
Swirler Hight	H (mm)	5	7
Vane Angle	θ (deg)	45	40
No. of Vane	n (-)	14	16
Restric Dia.	Dr (mm)	33	38
Swirl No.	S (-)	0.87	0.70
Open Area	As (m ²)	210×10 ⁻⁶	562×10 ⁻⁶

$$S = \frac{2}{3} \times \tan \theta \left(\frac{1-B^3}{1-B^2} \right)$$

$$B = \frac{D_i}{D_o}$$

$$A_s = \left\{ \frac{\pi}{4} \times (D_o^2 - D_r^2) - n \times t \times (D_o - D_r) / 2 \right\} \times \cos \theta$$

調べるためのもので、その空気負荷率は $L_{a1}=604$ kg/m³/s/MPa と I 型燃焼器に近い値になっている。

$$L_{a1} = m_{ap} / V_{lp} / P_1 \quad \dots\dots\dots (1)$$

ただし、 m_{ap} : 一次燃焼領域に流入する空気量 (kg/s)

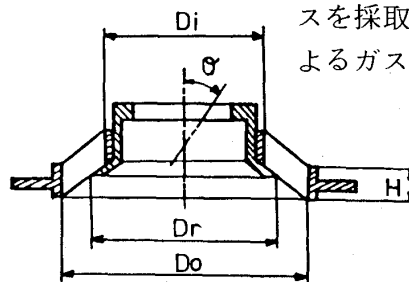
V_p : 一次燃焼領域のライナ容積 (m³)

P_1 : 空気圧力 (MPa)

燃料噴射弁は、図3に示す噴射角90°の単純多孔型で、噴孔数および径を表3に示す。本研究では、前述のとおり燃焼器の融通性を調べることを目的にしているため、噴孔数および径についても特に燃料ガス発熱量に合わせて変更せず、同一噴射弁で比較することを原則とした。尚、I型燃焼器におけるプロパン燃焼時には、3種類の噴射弁を使用して燃料ガス噴射速度の影響を調べたが、本報で示した結果は図10を除いて全て8-φ2孔のものである。

燃料ガスは、ボンベ集合装置より減圧弁を介してほぼ室温で供給され、燃料流量調整弁で所要の流量に調整する。本研究で使用した燃料ガスを表4に示す。呼称プロパン、ブタンはそれぞれの含有率が高い市販のLPガスである。

温度計測としては、シース外径φ3.2 mmのK熱電対を用いて、燃焼器入口空気温度 T_a および燃焼器出口温度分布 $T_3(i)$ を求めた。また、燃焼器出口から下流0.4 mの位置で、JIS Z8808(排ガス中のダスト濃度の測定方法)で定める12測定点を適用した採取点より燃焼ガスを採取し、表5に示す連続分析計によるガス分析を行った。

表3. テスト用燃料噴射弁
Fuel Gas Injector

Combustor No	I	II	III
Hydrogen	12-φ3	—	8-φ2.6
Methane	12-φ3	—	—
Propane	(8-φ3.5) 12-φ3 8-φ2	8-φ2	8-φ2.6
Butane	—	—	8-φ2.6

表4. 燃料特性比較表
Fuel Gas Table

Name	Hydrogen	Methane	Propane	Butane
Constituent	H ₂	CH ₄	95% C ₃ H ₈ + 5% C ₄ H ₁₀	18% C ₃ H ₈ + 82% C ₄ H ₁₀
Molecular Wt. (g/mol)	2.0	16.0	44.8	55.6
Net Heating Value (MJ/m ³)	10.7	35.9	95.0	118.1
Theoretical Combustion Air (m ³ /m ³)	2.38	9.52	24.16	29.65
Limit Equiv. Ratio of Inflammability	Upper	7.14	1.68	2.51
	Lower	0.10	0.50	0.52

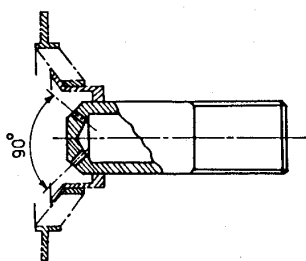


図3. 燃料噴射弁断面図

表5. 燃焼ガス分析装置
Emission Monitoring System

Exhaust constituent	Instruments
NO/NO _x	Chemiluminescence analyzer (Yanagimoto model ECL-77)
CO/CO ₂	N. D. I. R. analyzer (Yanagimoto model EIR-62)
O ₂	Paramagnetic oxygen analyzer (Yanagimoto model EMG-77)
UHC	FID analyzer (Yanagimoto model EHF-1006)
Smoke	Photo-extinction opacity meter (Daito-keiki model SDL-5) Bacharach smoke tester (Bacharach Instrument)

3. 実験結果および検討

3-1. 火炎吹消え限界 一連の燃焼実験の結果から、燃料希薄側火炎吹消え限界（以降火炎吹消え限界 Blow-off Limit と呼ぶ）について整理したものが図4および図5である。

同図横軸は、燃焼器出口温度 T_3 と燃焼器入口空

気温度 T_a との差から求まる燃焼器温度上昇 ΔT で表してある。これは、従来使用している空燃比あるいは当量比で整理すると、図6に示すとおり異種燃料で温度上昇値が異なり、ガスタービンで重要なタービン入口温度 T_3 との対応をつけにくくなるためである。

また、燃焼器出口温度分布は、図7に示すとおり温度上昇条件が低くなるに従って温度偏差が小さくなることから、火炎吹消え実験では、燃焼器

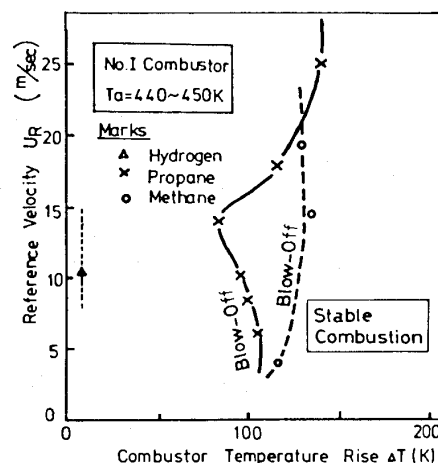


図4a) 火炎吹消え限界の比較(I型燃焼器の場合)

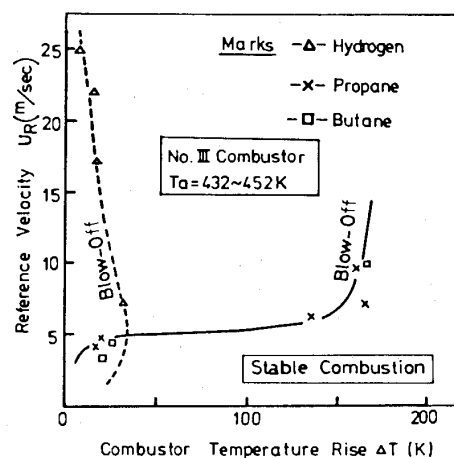


図4b) 火炎吹消え限界の比較(III型燃焼器の場合)

出口中心点の温度のみを連続計測し、これを燃焼器出口温度 T_3 とした。

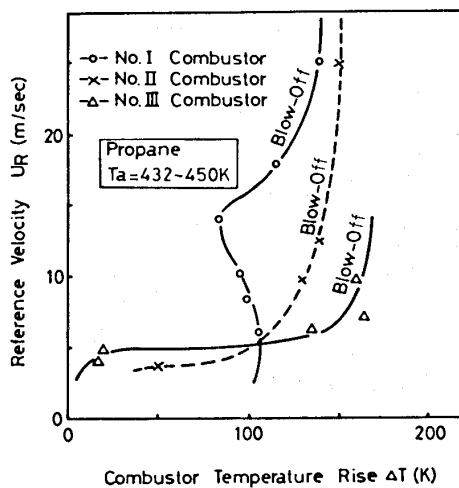


図5. 火炎吹消え限界に及ぼす燃焼器空気配分の影響(スワラ面積が異なる場合)

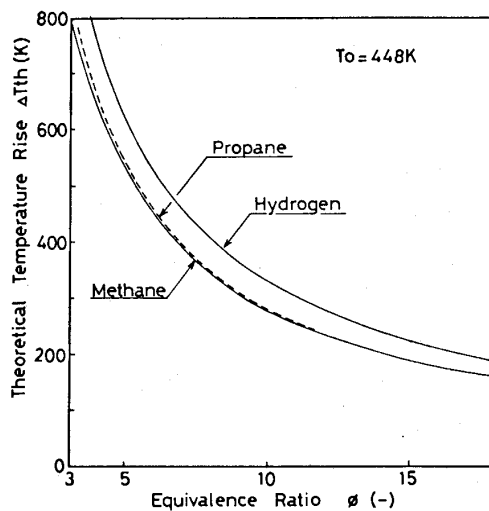


図6. 水素, メタン, プロパン燃焼時の当量比 ϕ と理論温度上昇 ΔT_{th} の関係

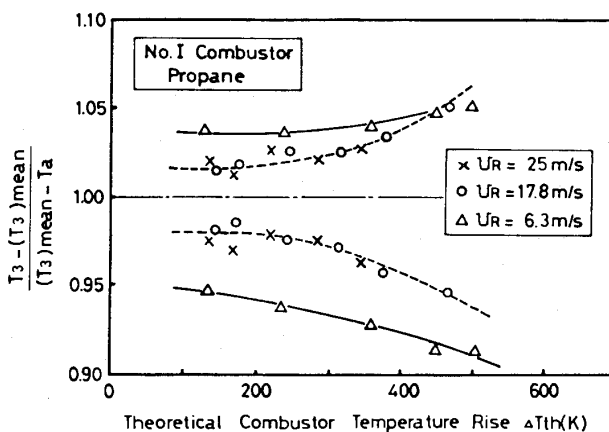


図7. 燃焼器温度上昇 ΔT と温度偏差の関係

一方, 同図縦軸の燃焼器代表流速 U_R は, 燃焼器入口条件における空気体積流量を燃焼器内筒断面積で除した値である。

これら各火炎吹消え限界の比較から, 水素の場合には安定燃焼範囲が非常に広く, プロパンとブタンに関しては安定燃焼範囲がそれぞれほとんど同じになることがわかる。またメタンは, プロパンの場合に比較して, 若干ながら安定燃焼範囲が狭くなる傾向にある。

水素は拡散が速く, また可燃範囲も広いことから火炎安定性にも優れており, このように広い安定燃焼範囲が得られたものと考えられる。

また, 燃焼器空気配分もこの火炎吹消え限界に強い影響を与える。図5に示すとおり, 一次燃焼領域の空気負荷率を上げると, 低代表流速条件($U_R \leq 5 \text{ m/s}$)を除いて安定燃焼範囲が狭くなる。

低代表流速条件の火炎吹消えに対しては, スワラの影響が強い。スワラ面積の大きいB型スワラでは, 燃料ガス噴出孔の各出口に小さな分離火炎が形成され, これが優れた安定性を示す。A型スワラを採用したI型燃焼器では, プロパン燃焼時に代表流速 $U_R = 10 \text{ m/s}$ 以下の条件で火炎基部がバーナ部からスワラ制御リングへ移り, 火炎基部が不安定になる。また, 燃焼騒音(振動共鳴音)を発生すると共に, 未燃HCの排出量が急増する(図8および図13中の斜線の範囲)。

このプロパン燃焼時の燃焼騒音発生範囲は, 燃料噴射弁ガス噴射孔を変えて燃料ガス噴射速度を上昇させるに従って狭くなる傾向にある。単位体積当たりの発熱量が低いメタンを使用した場合には, この燃焼騒音は発生しない。これは, 同一噴射弁を使用しているためにメタン燃焼時の燃料ガス噴射速度が上昇していることもその理由の一つと考えられる。

3-2. 燃焼特性 プロパン燃焼時の燃焼特性の一例を図8に示す。図中の○印は実験点を示す。横軸の燃焼器理論温度上昇は, 燃料流量と空気流量より算出したものである。

同図には, 未燃CO等濃度線(ppm表示) およびスモーク等濃度線(Bacharach Smoke No表示)を書き入れてある。これから明らかなように, 火炎吹消え限界付近を除いて, 未燃CO濃度は代表流速 U_R の強い影響を受け, またスモークは代表流速が

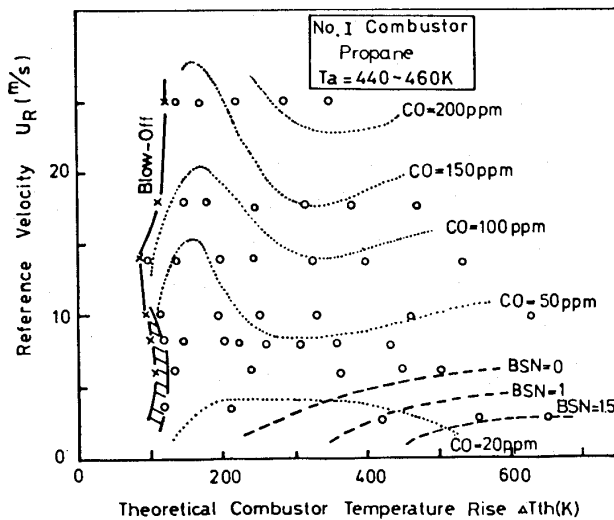


図8. I型燃焼器におけるプロパン燃焼時の燃焼特性

低く ($U_R \leq 5 \text{ m/s}$), 混合特性が低下した時に発生することがわかる。

この未燃CO濃度は燃焼器空気配分の影響も受け、同一代表流速条件で整理した図9からわかるよう

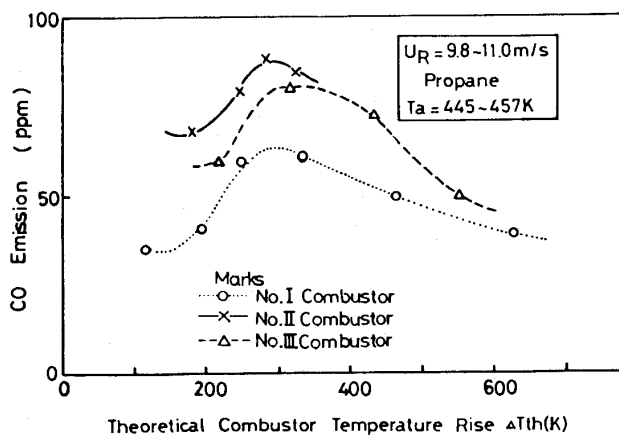


図9. 未燃CO濃度に及ぼす燃焼器空気配分の影響

に、B型スワラを採用してスワラ空気割合を増加させることにより、未燃CO濃度が上昇する。

次に、燃料ガス噴射速度の影響を図10に示す。各噴射弁の噴口面積 A_n を同図中 () 内に示す。8- ϕ 2噴射弁に対して8- ϕ 3.5噴射弁では燃料ガス噴射速度が約 $\frac{1}{3}$ 倍に、また12- ϕ 3噴射弁では、約 $\frac{1}{3.4}$ 倍になる。温度上昇 $\Delta T = 250 \text{ K}$ 以上の条

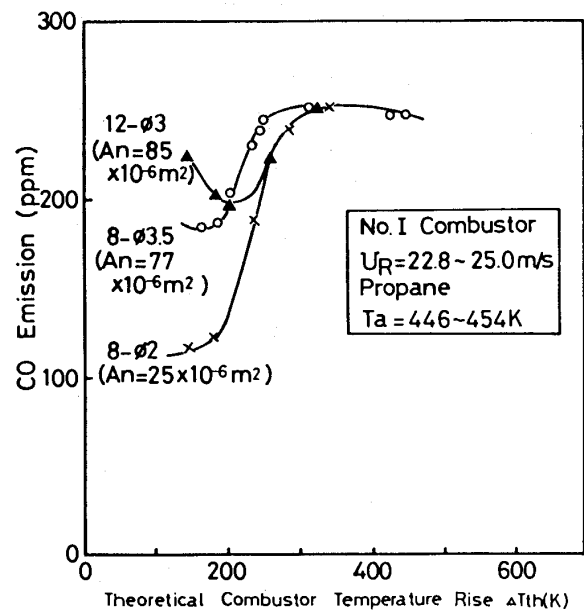


図10. 未燃CO濃度に及ぼす燃料ガス噴射速度の影響

件では未燃CO濃度にほとんど差異が現れないが、 $\Delta T = 250 \text{ K}$ 以下の火炎不安定領域では、燃料ガス噴射速度が高い程未燃CO濃度が低くなる。これは燃料ガス噴射孔近傍の燃料—空気の混合過程が促進され、燃焼効率が向上したためと考えられる。尚、図10に示す実験点では12- ϕ 3噴射弁で $\Delta T = 150 \text{ K}$ 条件が燃焼騒音発生範囲に入り、未燃HCの排出量が急増して $\text{HC} = 180 \text{ ppm}$ が計測されたが、その他の条件では $\text{HC} = 5 \sim 30 \text{ ppm}$ と低濃度になる。

燃料種類の影響を図11および図12に示す。メタンの場合にはプロパンに比べて未燃CO濃度が増加するが、ブタンの場合にはプロパンとほとんど同一の排出濃度になり、火炎吹消え限界と同一の傾向になる。

3-3. NO_x排出特性 図8で示した燃焼特性をNO_x濃度で整理すると図13となる。同図から明らかなように、NO_x濃度はCO濃度と異なり、燃焼器温度上昇 ΔT と強い相関を持っている。

燃料種類の影響を図14および図15に示す。同一燃焼器を使用した場合、ブタンではプロパン燃焼時に比べて約1.2倍、またメタンおよび水素ではそれぞれプロパン燃焼時に比べて約0.75倍および約1.4倍のNO_x濃度になる。

空気配分については、図16にその影響を示すと

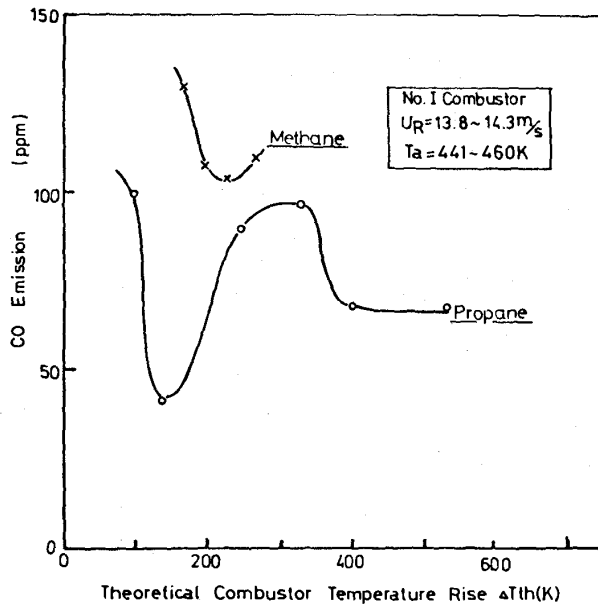


図11. プロパン、メタン燃焼時の未燃CO濃度の比較

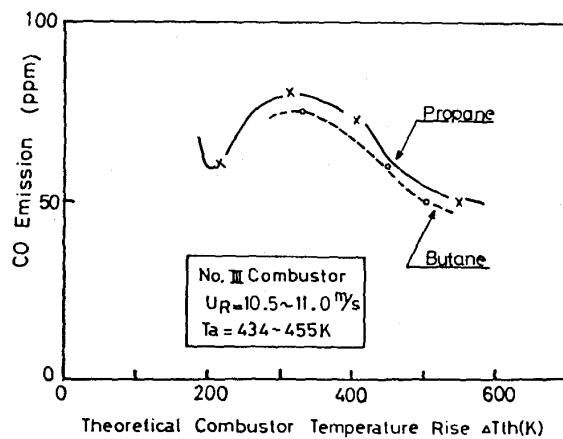
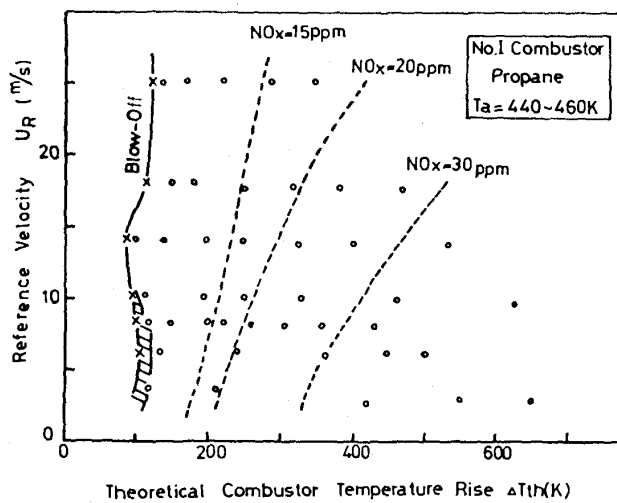
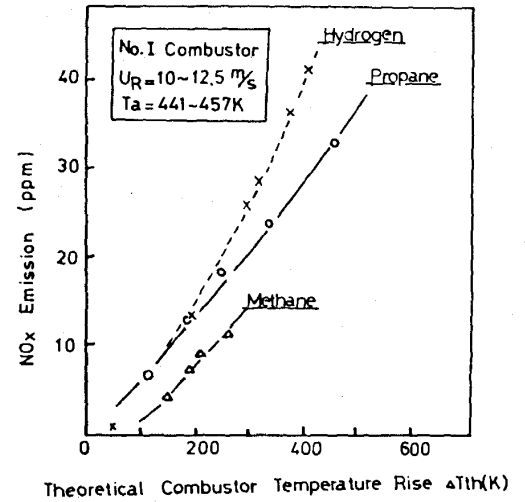
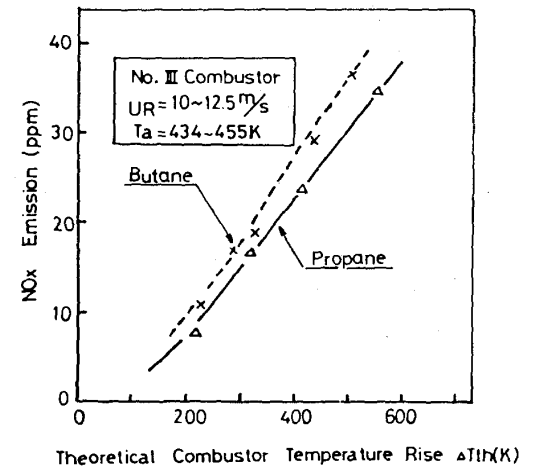
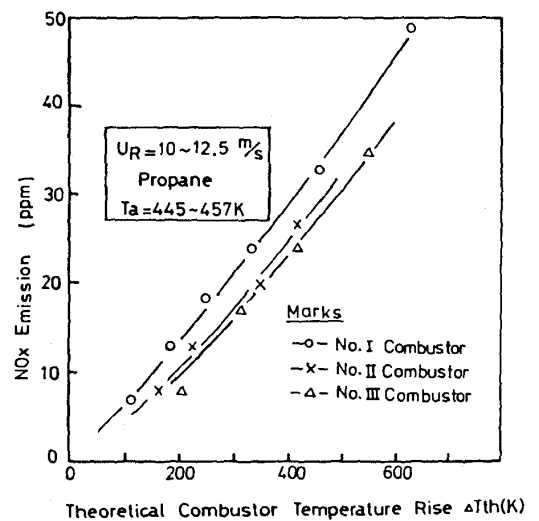


図12. プロパン、ブタン燃焼時の未燃CO濃度の比較

図13. I型燃焼器におけるプロパン燃焼時のNO_x排出特性図14. 水素、メタン、プロパン燃焼時のNO_x排出濃度の比較図15. プロパン、ブタン燃焼時のNO_x排出濃度の比較図16. NO_x排出濃度に及ぼす燃焼器空気配分の影響

おり、スワラ空気割合を増加させて噴射弁近傍の燃焼領域の空気過剰率を上げると、 NO_x 濃度が低下する。スワラ空気割合をさらに増加させて NO_x を低減させることも考えられるが、その場合には火炎安定性の低下あるいは未燃CO濃度の増加が予想される。

3-4. スモーク排出特性 大気圧燃焼におけるプロパン燃焼時のスモークは、図8にその一例を示したとおり燃焼器代表流速が低い条件でのみ計測された。

そこで、低代表流速($U_R = 1.3 \sim 2.6 \text{ m/s}$)条件の各燃焼器におけるスモーク排出特性を整理すると図17となる。同図から明らかなように、スワラ空

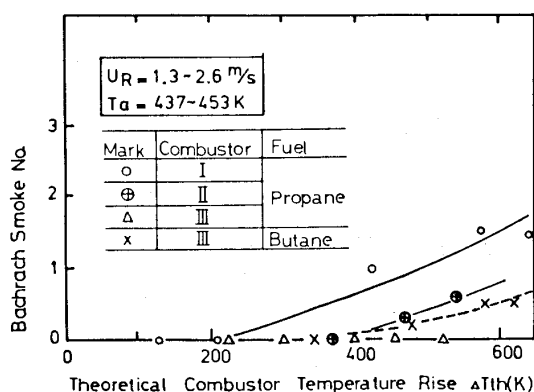


図17. スモーク排出濃度の比較

気割合を増加させたⅡ型燃焼器では、Ⅰ型燃焼器に比べてスモーク排出濃度が低下する。また、Ⅲ型燃焼器のように空気孔配置を上流側へ移して一次燃焼領域の空気負荷率を高め、燃料と空気の混合を促進させることにより、スモーク排出濃度をさらに低減させることができる。尚、スモーク排出レベルが一番高いⅠ型燃焼器においても、メタン燃焼時にはスモークは確認されない。

ブタン燃焼時のスモーク排出濃度は、スモーク排出レベルが低いⅢ型燃焼器での比較ではあるが、同じく図17中……x……印で示すとおりプロパン燃焼時(△印)に比べて若干排出レベルが上昇する。

4. 基準型燃焼器の融通性について

以上の燃焼実験の結果から、一次燃焼領域の空気負荷を上げたⅢ型燃焼器を基準型

燃焼器に設定した。これにより、ブタン燃焼時にもスモーク濃度を低く抑えることができる。また水素の場合は、プロパン燃焼時に比べて NO_x 濃度が約1.4倍に上昇するが、安定燃焼範囲が広く、火炎吹消えの問題はない。メタンについては、他の燃料に比べて NO_x 濃度が低くなる傾向にあるが、一方で未燃CO濃度が増加する欠点をもつ。

また、発熱量が高いプロパンおよびブタンでは、同一噴射弁を使用した場合に燃料ガス噴射速度が低下するが、拡大型スワラを採用しているⅢ型燃焼器では燃焼騒音は発生しない。

一方、これら燃焼性能のほかに、燃焼器の補助部品も燃焼器の融通性に欠かせない問題となる。その中の一つである点火装置については、従来灯油用に使用している公称2J/spark、毎秒6回の放電回数を持った中心電極型ローテンションプラグを各気体燃料に適用できることを確認した。一つの試算としてBallalら⁴⁾によって提唱された計算式から求めた各燃料の着火エネルギーを表6に示す。蒸発を必要としない気体燃料では、灯油の場合に比べて非常に低い着火エネルギーとなる。

さらに火炎検知についても、従来の方法を各気体燃料に適用できることを確認した。図18に、水素+メタン混合ガス火炎に対する各火炎検知特性(UV:紫外線検知, PbS:赤外線検知)を示す。水素専焼に近づくときUV火炎検知出力電流が、急激に低下するが、規定値の $2 \mu\text{Amp}$ 以上確保できる。

表6. 最小着火エネルギーの比較

Minimum Ignition Energy

	Kerosene	Hydrogen	Methane	Propane
Turbulent Flame Speed ^(m)	—	29	4	4
Mass Transfer Number ⁽⁻⁾	3.75	—	—	—
Mean Drop Size ^(m)	100×10^{-6}	—	—	—
Quenching Distance ^(m)	7.86×10^{-2}	0.96×10^{-5}	6.1×10^{-5}	7.7×10^{-5}
Flame Temperature ^(K)	2420	2475	2320	2425
Minimum Ignition Energy ^(J)	1.6×10^{-4}	9.2×10^{-10}	2.9×10^{-7}	4.9×10^{-7}

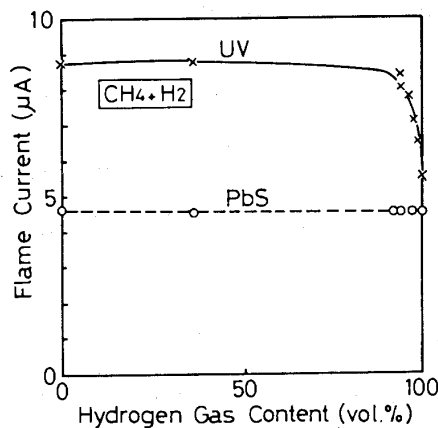


図18. 火炎検知出力電流に及ぼす燃料ガス成分の影響

5. 結 言

空気孔配置が異なる3種類のモデル燃焼器を用いて、水素、メタン、プロパンおよびブタンの燃

焼性能を比較し、以下の結果を得た。

火炎吹消え限界およびCO排出濃度に関してプロパンとブタンはほとんど同じ特性を示すがNO_xおよびスモークに関してはブタンの方が各排出濃度共に高い。メタンの場合には、安定燃焼範囲が狭く、CO濃度が増加するが、NO_x、スモーク各排出濃度は低い。また、水素の安定燃焼範囲は、他の気体燃料に比べて非常に広がる。

参考文献

- 1) Enamito, S., ほか3名, 15th CIMAC (1983), 59.
- 2) 福江, 日本ガスタービン学会誌, 11-42, (昭58-9), 12.
- 3) 西嶋, 日本ガスタービン学会誌, 11-43, (昭58-12), 44.
- 4) Ballal, D. R. & Lefebvre, A. H., Gas Turbine Combustor Design Problems, (1980), 189, Hemisphere Publishing Corporation.

協 賛 講 演 会

Dr. Chung-Hua wu (吳仲華博士) 招待講演会
主催 日本機械学会

Dr. Wu は、戦後のジェットエンジンやガスタービンの発展期にNASAを中心として米国で活躍され、ことにターボ機械の三次元内部流動を定式化した一連の御研究は、パイオニア的文献として極めて重要な役割を果たしました。

Wu 先生は、1955年中国大陸にもどり、中国科学院の指導者として、ターボ機械の内部流れを含む熱流体全般の研究指導にあたられ、現在は工程熱物理研究所所長の要職にあります。今回、日本学術振興会の招きにより来日されるのを機に、下記の招待講演会を開催することになりました。

日 時 昭和60年5月9日(木) 15:00 - 17:00

会 場 ダイヤモンドホール(千代田区霞ヶ関1-4-2 ダイヤモンド社ビル10F)

Tel 03-504-6779

講演題目 Two- and Three-Dimensional High Speed Flows in Turbomachines.

講演言語 英語

参加費 無料

定 員 100名

問い合わせ先: 日本機械学会(Tel 03-379-6781)

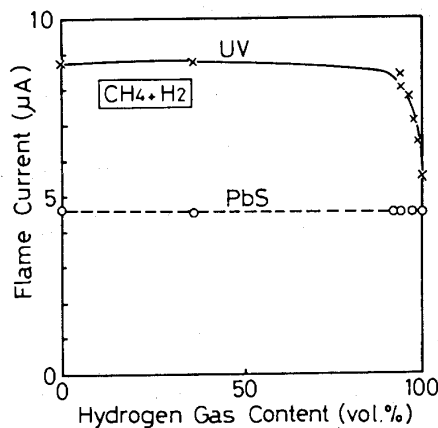


図18. 火炎検知出力電流に及ぼす燃料ガス成分の影響

5. 結 言

空気孔配置が異なる3種類のモデル燃焼器を用いて、水素、メタン、プロパンおよびブタンの燃

焼性能を比較し、以下の結果を得た。

火炎吹消え限界およびCO排出濃度に関してプロパンとブタンはほとんど同じ特性を示すがNO_xおよびスモークに関してはブタンの方が各排出濃度共に高い。メタンの場合には、安定燃焼範囲が狭く、CO濃度が増加するが、NO_x、スモーク各排出濃度は低い。また、水素の安定燃焼範囲は、他の気体燃料に比べて非常に広がる。

参考文献

- 1) Enamito, S., ほか3名, 15th CIMAC (1983), 59.
- 2) 福江, 日本ガスタービン学会誌, 11-42, (昭58-9), 12.
- 3) 西嶋, 日本ガスタービン学会誌, 11-43, (昭58-12), 44.
- 4) Ballal, D. R. & Lefebvre, A. H., Gas Turbine Combustor Design Problems, (1980), 189, Hemisphere Publishing Corporation.

協 賛 講 演 会

Dr. Chung-Hua wu (吳仲華博士) 招待講演会
主催 日本機械学会

Dr. Wuは、戦後のジェットエンジンやガスタービンの発展期にNASAを中心として米国で活躍され、ことにターボ機械の三次元内部流動を定式化した一連の御研究は、パイオニア的文献として極めて重要な役割を果たしました。

Wu先生は、1955年中国大陸にもどられ、中国科学院の指導者として、ターボ機械の内部流れを含む熱流体全般の研究指導にあたられ、現在は工程熱物理研究所所長の要職にありまます。今回、日本学術振興会の招きにより来日されるのを機に、下記の招待講演会を開催することになりました。

日 時 昭和60年5月9日(木) 15:00 - 17:00

会 場 ダイヤモンドホール(千代田区霞ヶ関1-4-2 ダイヤモンド社ビル10F)

Tel 03-504-6779

講演題目 Two- and Three-Dimensional High Speed Flows in Turbomachines.

講演言語 英語

参加費 無料

定 員 100名

問い合わせ先: 日本機械学会(Tel 03-379-6781)

Shock-in-Rotor 型超音速軸流圧縮機の 軸対称流設計

名古屋大学工学部 大塚 新太郎
名古屋大学工学部 橋本 孝明

1. まえがき

Shock-in-Rotor 型の超音速軸流圧縮機の設計において、有限翼数のままの処理は非常に困難であるので、先ず動翼枚数が非常に多く、翼間通路がせまいという仮定、即ち軸対称流の仮定のもとに解いてみることにした。図1に動翼の子午面

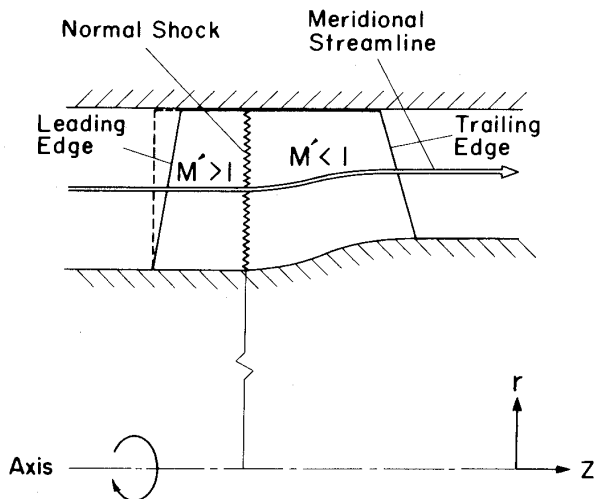


図1. 子午流形と翼

表現を示した。また上記の仮定のほかに次のような条件を設定した。

- (1) 前置静翼は無いものとする。これは前置静翼の後流が動翼に入ること動翼の性能が悪化し、得策でないという考え方に従ったものである。但し計算方法は、若干の手なおしで前置静翼のある場合にも用いることが出来る。
- (2) Normal shockまでの超音速部の子午流線は軸に平行であるとする。従ってケーシング部、ハブ部も円筒面を形成する。これはケーシング部、ハブ部から発生する圧力波を回避するためである。動翼超音速部通路内には周方向、

軸方向の圧力波が存在し、ここに更にケーシング部、ハブ部からの圧力波が加わることは計算を複雑にするからである。このことは、またこの領域では単純半径平衡が成立していることを意味する。

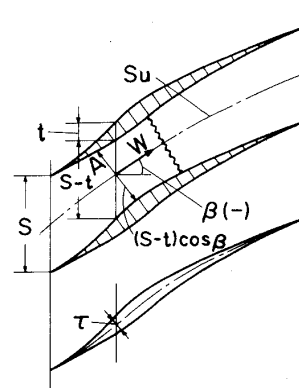


図2. 翼間通路と翼型

- (3) Normal shockは、のどの位置に存在するとする。実際の状態では流れの安定性のために、のどより少し後の拡大部に存在するようにすべきである(図2参照)が、のど部に存在させることができれば、これが最も効率の良い状態であるので、この理想状態を追及するという意味で、このようにした。なお、本論文の解析の手法は、のどより後に normal shock が存在する場合も取扱うことが出来る。但し始動条件はのど部について考慮する必要があることは勿論である。
- (4) Normal shock後の亜音速部の子午流線の形状については特別の制限をしない。即ちここでは単純半径平衡の条件は考えない。以前の著者等の研究の結果⁽³⁾、ここでも単純半径平衡を満足するような流形を作ることには著しい困難が感ぜられたからである。
- (5) 前縁と後縁の sweep を考えに入れる。図1の

(昭和59年7月12日原稿受付)

ように前・後縁に sweep があるときには、図中点線のように sweep のない翼を仮定するとともに、この三角形の部分は厚さがなく、又エネルギーを流れに与えない翼であると考えて処置すればよいので簡単に取扱える。

- (6) 軸対称流仮定ではあるが、翼にはもともと厚みがあり、従って翼間流路はせまくなっている。(これを考慮していることを示すために以前は擬軸対称流という言葉を使ったが、本報では単に軸対称流とした。) 従って翼間の流路内では連続の条件が〔翼厚〕/〔翼ピッチ〕の関数となる。(〔翼厚〕/〔翼ピッチ〕の値は動翼枚数を ∞ に設定するとき一定値に保たれる。)

図2は翼間流路を翼ピッチを有限にして模型的に画いたものである。このときの翼型を擬似翼型と名づける。(3-4参照)

2. 基礎式

2-1. 軸対称流的扱い

動翼枚数が非常に多く、翼間流路がせまいと仮定すると、図3に示すような通路を二分する流面

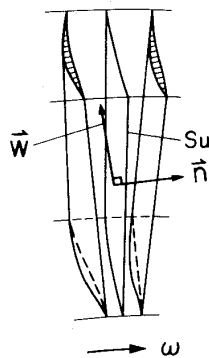


図3. 流面 S_u

S_u 上の流れで実際の流れを代表させることができる。

$$S_u(r, \theta, z) = 0 \quad (2-1)$$

若干の計算の後⁽⁶⁾, S_u 面上で任意の量 q の r と z に関する微分 $\frac{\partial q}{\partial r}$ と $\frac{\partial q}{\partial z}$ は次のように与えられる。

$$\frac{\partial q}{\partial r} = \frac{\partial q}{\partial r} - \frac{1}{r} \frac{n_r}{n_\theta} \frac{\partial q}{\partial \theta} \quad (2-2)$$

$$\frac{\partial q}{\partial z} = \frac{\partial q}{\partial z} - \frac{1}{r} \frac{n_z}{n_\theta} \frac{\partial q}{\partial \theta} \quad (2-3)$$

ただし n_r, n_θ, n_z は S_u 面の法線単位ベクトル \vec{n} の

成分である。

2-2. 運動方程式

角速度 ω で z 軸まわりに回転する相対回転座標系における非粘性定常流に対する運動方程式は⁽⁶⁾,

$$W_r \frac{\partial W_r}{\partial r} + \frac{W_\theta}{r} \frac{\partial W_r}{\partial \theta} + W_z \frac{\partial W_z}{\partial z} - \frac{W_\theta^2}{r} - \omega^2 r - 2\omega W_\theta = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (2-4)$$

$$W_r \frac{\partial W_\theta}{\partial r} + \frac{W_\theta}{r} \frac{\partial W_\theta}{\partial \theta} + W_z \frac{\partial W_\theta}{\partial z} + \frac{W_r W_\theta}{r} + 2\omega W_r = -\frac{1}{\rho r} \frac{\partial p}{\partial \theta} \quad (2-5)$$

$$W_r \frac{\partial W_z}{\partial r} + \frac{W_\theta}{r} \frac{\partial W_z}{\partial \theta} + W_z \frac{\partial W_z}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} \quad (2-6)$$

(2-4), (2-5), (2-6) 式に (2-2), (2-3) 式を用いて, \vec{n} が相対速度ベクトル \vec{W} に垂直であることを考え合わせば,

$$W_r \frac{\partial W_r}{\partial r} + W_z \frac{\partial W_r}{\partial z} - \frac{W_\theta^2}{r} - \omega^2 r - 2\omega W_\theta = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} + F_r \quad (2-7)$$

$$W_r \frac{\partial W_\theta}{\partial r} + W_z \frac{\partial W_\theta}{\partial z} + \frac{W_r W_\theta}{r} + 2\omega W_r = F_\theta \quad (2-8)$$

$$W_r \frac{\partial W_z}{\partial r} + W_z \frac{\partial W_z}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + F_z \quad (2-9)$$

但し,

$$\vec{F} = -\frac{\vec{n}}{n_\theta} \frac{1}{\rho} \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \theta} = (F_r, F_\theta, F_z) \quad (2-10)$$

S_u 面上の q の流線方向 (w) に関する微分は,

$$\frac{\partial q}{\partial w} = \frac{W_r}{W} \frac{\partial q}{\partial r} + \frac{W_z}{W} \frac{\partial q}{\partial z} \quad (2-11)$$

この関係と, (2-7), (2-8), (2-9) 式を使うと流線方向の運動方程式は,

$$\frac{\partial}{\partial w} \left(\frac{1}{2} W^2 \right) - \frac{W_r}{W} \omega^2 r + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial w} = 0 \quad (2-12)$$

また,

$$\frac{W_r}{W} = \frac{\partial r}{\partial w} \quad (2-13)$$

であり,

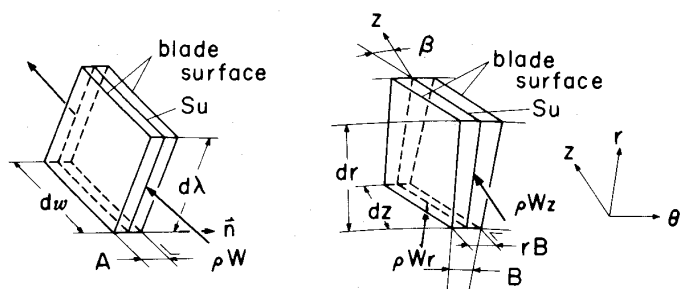
$$\frac{1}{\rho} dp = dh - T ds \quad (2-14)$$

であるから、流線に沿って等エントロピー変化とすると (2-12) 式は,

$$h + \frac{1}{2}W^2 - \frac{1}{2}\omega^2 r^2 = I = (\text{一定}) \quad (2-15)$$

となる。これはエネルギー式である。Iはrelative energy 又は rothalpy と言われる。

2-3. 連続の式



(a) 流線に沿って (b) 翼面とz軸に垂直な面に関して

図4. 体積要素

図4(a)に示す体積要素を考えて、

$$\frac{\partial}{\partial w}(\rho W \cdot A \cdot d\lambda) = 0 \quad (2-16)$$

但し、Aは翼間通路の幅であり、図2から、

$$A = (S - t) \cos \beta$$

である。またλはSu面上で流線に直角な方向をあらわす。軸対称流においてはA, S, tは無微小であるが、便宜上特にそれを示す記号を使うことはしない。

3. 軸流回転機械への適用

3-1. 超音速部の計算式

超音速部では子午流線が軸に平行という条件であるから、 $w_r = 0$ とおき、(2-7), (2-8), (2-9)

式を簡単化する。(また $\frac{\partial}{\partial r}$, $\frac{\partial}{\partial z}$ は以後 $\frac{\partial}{\partial r}$, $\frac{\partial}{\partial z}$ と書く。)

$$\frac{w_\theta^2}{r} + \omega^2 r + 2\omega w_\theta = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} - F_r \quad (3-1)$$

$$w_z \frac{\partial w_\theta}{\partial z} = F_\theta \quad (3-2)$$

$$w_z \frac{\partial w_z}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + F_z \quad (3-3)$$

(2-15)式(エネルギー式)は、

$$h + \frac{1}{2}W^2 = \text{const} \quad (3-4)$$

又図4(b)に示す体積要素においてdrは一定となるから、連続の式は、

$$\rho w_z \cdot r B = \text{const} \quad (3-5)$$

Bは翼間通路の角間隔である。

次に動翼を形成する母線が半径方向から大きくずれていないとして、(3-1)式において F_r が小さいと考えて省略する。(3-1)式は、

$$\frac{w_\theta^2}{r} + \omega^2 r + 2\omega w_\theta = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (3-6)$$

又は、

$$\frac{v_\theta^2}{r} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (3-6')$$

相対Mach数 M' 、動翼の回転Mach数 $M_\omega (= \omega r / a)$ 、相対総圧 P' を用いると、(3-6)式は次のようになる。

$$\frac{1}{\kappa P_0} \frac{\partial P'}{\partial r} = \frac{M'}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M'^2} \frac{\partial M'}{\partial r} + (M_\omega + M' \sin \beta)^2 \frac{1}{r} \quad (3-7)$$

但しβは軸方向から計った流れの角度である。ここでは動翼上流から動翼内normal shock直前までの流れを取扱うので、相対流の総圧が一定という条件を使って、動翼入口前と動翼流路内で共に半径平衡の関係を満たす式をもとめると、

$$\begin{aligned} \frac{M'}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M'^2} \frac{\partial M'}{\partial r} &= \frac{M'_1}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_1'^2} \frac{\partial M'_1}{\partial r} + (M_{\omega 1} \\ &+ M'_1 \sin \beta_1)^2 \frac{1}{r} - \left\{ M_{\omega 1} \left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_1'^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_1'^2} \right)^{1/2} + M'_1 \sin \beta \right\}^2 \frac{1}{r} \end{aligned} \quad (3-8)$$

入口前の状態が既知で、 M' とβが未知であるから、この式は M' とβのうち片方の半径分布を与え、他量に関する常微分方程式の初期値問題*として処理すればよい。(*適当な半径位置で積分の初期値を与えて逐次解を求める。以下の記述で初期値というのはこの意味である。計算はRunge-Kutta-Gill法によった。)

連続の式として(3-5)式を変形して(図2参照)

$$C_R = \frac{A_1}{A} = \frac{\cos \beta_1}{(1 - \frac{t}{S}) \cos \beta} = \frac{M'}{M_1'} \left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_1'^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M'^2} \right)^{\frac{\kappa+1}{2}} \quad (3-9)$$

t/s を局部的solidityと名づける(これに関しては3-4を参照のこと)。

3-2. Normal Shock 前・後の計算式

前節の計算をnormal shock直前まで進めることによって,そこでの値 M_2' , $M_{\omega 2}$, β_2 , P_2' が得られる。ここでは単純半径平衡が成立している。

Normal shock直後の値はnormal shockの関係式から得られる。即ち,

$$P_3' = P_2' \left\{ \frac{(k+1)M_2'^2}{(k-1)M_2'^2 + 2} \right\}^{\frac{k}{k-1}} \times \left\{ \frac{k+1}{2kM_2'^2 - (k-1)} \right\}^{\frac{1}{k-1}} \quad (3-10)$$

$$M_3'^2 = \frac{(k-1)M_2'^2 + 2}{2kM_2'^2 - (k-1)} \quad (3-11)$$

$$M_{\omega 3} = M_{\omega 2} \frac{(k+1)M_2'}{[2kM_2'^2 - (k-1)] \{(k-1)M_2'^2 + 2\}^{1/2}} \quad (3-12)$$

$$\beta_3 = \beta_2 \quad (3-13)$$

エントロピーの増加は,

$$s_3 - s_2 = \frac{R}{k-1} \left[\ln \frac{2kM_2'^2 - (k-1)}{k+1} - k \ln \frac{(k+1)M_2'^2}{(k-1)M_2'^2 + 2} \right] \quad (3-14)$$

Normal shock直後では単純半径平衡は成立していない。またエントロピーは半径方向に一定ではない。

3-3. 亜音速部の計算

(2-7), (2-8), (2-9)式及び(2-14), (2-15)式から,

$$-\frac{W_\theta}{r} \frac{\partial(V_\theta r)}{\partial r} + W_z \left(\frac{\partial W_r}{\partial z} - \frac{\partial W_z}{\partial r} \right) = -\frac{\partial I}{\partial r} + T \frac{\partial s}{\partial r} + F_r \quad (3-15)$$

$$\frac{W_r}{r} = \frac{\partial(V_\theta r)}{\partial r} + \frac{W_z}{r} \frac{\partial(V_\theta r)}{\partial z} = F_\theta \quad (3-16)$$

$$-W_r \left(\frac{\partial W_r}{\partial z} - \frac{\partial W_z}{\partial r} \right) - \frac{W_\theta}{r} \frac{\partial(V_\theta r)}{\partial z} = -\frac{\partial I}{\partial r} + T \frac{\partial s}{\partial r} + F_z \quad (3-17)$$

但し, $\bar{\partial}$ につけるべき $\bar{}$ を省略した。

図4(b)に示す体積要素から連続の式を誘導すると,

$$\frac{\partial}{\partial r}(\rho W_r \cdot r B) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho W_z \cdot r B) = 0 \quad (3-18)$$

B は翼間通路の角間隔である。流れの関数 ϕ を用

いて上式を書きかえると,

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \phi}{\partial r} &= \rho W_z \cdot r B \\ \frac{\partial \phi}{\partial z} &= -\rho W_r \cdot r B \end{aligned} \right\} \quad (3-19)$$

また S_u 面を導入したので, \vec{n} と \vec{w} の間に次の直交関係式が成立する。

$$n_r W_r + n_\theta W_\theta + n_z W_z = 0 \quad (3-20)$$

結局動翼通路亜音速部の相対流の基礎式は運動方程式(3-15), (3-16), (3-17), エネルギー式(2-15), 連続の式(3-19)2式, および直交関係式(3-20)の合計7式である。変数は ϕ , B , W_r , W_θ , W_z , F_r , F_θ , F_z , I , s の10個であるから3個の条件をあたえて問題を解くことになる。密度 ρ , 静温 T , 静エンタルピー h は上記の変数で表わせる。

3-3-1 動翼の下流の流れ

動翼のずっと下流の子午流線は軸に平行であると仮定する。従って, ここでは単純半径平衡の式が成立する。即ち,

$$\frac{V_\theta^2}{r} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (3-21)$$

エントロピーの式,

$$T ds = dh - \frac{1}{\rho} dp \quad (3-22)$$

総エンタルピーの式,

$$H = h + \frac{1}{2}(V_z^2 + V_\theta^2) \quad (3-23)$$

$$h = \frac{k}{k-1} RT \quad (3-24)$$

これらを用いて次の関係が得られる。

$$V_z \frac{\partial V_z}{\partial r} = \frac{\partial H}{\partial r} - V_\theta \frac{\partial V_\theta}{\partial r} - \frac{\{H - \frac{1}{2}(V_z^2 + V_\theta^2)\}}{\frac{k}{k-1} R} \frac{\partial s}{\partial r} - \frac{V_\theta^2}{r} \quad (3-25)$$

この式において, 接線速度成分 V_θ とエントロピー s の半径方向分布をあたえれば軸流速度成分 V_z をもとめることができる。積分定数は連続の式(流量の関係)を満足するようにきめる。即ち,

$$\int_{r_h}^{r_t} \rho V_z \cdot 2\pi r dr = \frac{G}{g} = \text{const.} \quad (3-26)$$

H に関しては(2-15)式, 即ちrelative energyの式より,

$$I = h + \frac{1}{2} W^2 - \frac{1}{2} \omega^2 r^2 = H - \omega r V_\theta$$

$$= (\text{流線に沿って一定}) \quad (3-27)$$

であるから、もとめることができる。

動翼のずっと下流における $V_{\theta 5}$ を指定することは、関係する流線に沿って、動翼によって加えられるエネルギーを指定することになる。即ち、動翼後と前の総エンタルピーの差を $H_5 - H_1 = \Delta H$ とすると、

$$\Delta H = \omega (r_5 V_{\theta 5} - r_1 V_{\theta 1}) \quad (3-28)$$

である。本設計法では $V_{\theta 1} = 0$ とおいていることは前述のとおりである。 $r_5 V_{\theta 5}$ の値については、計算例において述べる。

エントロピー s については normal shock 後のその値が (3-14) 式から計算され、以降流線に沿って一定値が保たれる。

3-3-2 条件の与え方と解法手順

基礎式を解くための3個の条件は次のように与えることにする。

- (1) 翼間通路の角間隔 B (又は $B \cdot N$, N は翼の枚数で, $N \rightarrow \infty$ のとき $B \cdot N$ は一定値) を与える。 $B \cdot N$ は翼の厚みに関係する。
- (2) 角運動量 $r V_\theta$ を与える。 $r V_\theta$ は動翼から流れに加えられるエネルギーに関係し, w_θ は V_θ から計算できる。
- (3) 半径方向の翼力 $F_r \div 0$ とする。動翼を構成する母線がほぼ半径方向であると考えられる。

前述の (3-15), (3-19) 式から次式を得る。これを主方程式⁽⁶⁾と言う。

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \phi}{\partial r^2} - \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial r} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} \left\{ \frac{\partial \ln(B\rho)}{\partial r} \frac{\partial \phi}{\partial r} + \frac{\partial \ln(B\rho)}{\partial z} \frac{\partial \phi}{\partial z} \right\} \\ + \frac{(rB\rho)^2}{\frac{\partial \phi}{\partial r}} \left\{ \frac{w_\theta}{r} \frac{\partial(rV_\theta)}{\partial r} - \frac{\partial I}{\partial r} + T \frac{\partial s}{\partial r} \right\} = 0 \end{aligned} \quad (3-29)$$

解法の手順は、

- (1) 3個の条件 $B \cdot N$, $r V_\theta$, $F_r = 0$ を与える。
- (2) 3-2 normal shock の関係式と, (2-15), (3-19) 式から, s と I を ϕ の関数として表わす。Normal shock 直後の値を求めればよい。 ϕ は一定の流線であり、一つの流線上では s , I は一定値である。

[3] (2-15), (3-19) 式を用いて ρ , T を ϕ で表わす。即ち、

$$\left. \begin{aligned} T &= \frac{1}{C_p} \left[I_3 + \frac{1}{2} \omega^2 r^2 - \frac{1}{2} w_\theta^2 - \frac{1}{2(rB\rho)^2} \left\{ \left(\frac{\partial \phi}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{\partial \phi}{\partial z} \right)^2 \right\} \right] \\ \rho &= \rho_3 \left(\frac{T}{T_3} \right)^{\frac{1}{k-1}} \end{aligned} \right\} \quad (3-30)$$

添え字 3 は normal shock 直後の量で、既にもとめられている。

[4] 主方程式 (3-29) 式より ϕ を解く。

[5] (3-19) 式から w_z , w_r をもとめる。

[6] (3-16), (3-17) 式から F_θ , F_z が計算できる。

3-3-3 主方程式の解法

主方程式 (3-29) は、有限要素法^{(7),(8)}を応用して解くことにする。(3-29) 式を変形すると、

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial r^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = -f(\phi, r, z) \quad (3-31)$$

但し、

$$\begin{aligned} f(\phi, r, z) = & -\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial r} \left\{ \frac{\partial \ln(B\rho)}{\partial r} \frac{\partial \phi}{\partial r} + \frac{\partial \ln(B\rho)}{\partial z} \frac{\partial \phi}{\partial z} \right\} \\ & + \frac{(rB\rho)^2}{\frac{\partial \phi}{\partial r}} \left\{ \frac{w_\theta}{r} \frac{\partial(rV_\theta)}{\partial r} - \frac{\partial I}{\partial r} + T \frac{\partial s}{\partial r} \right\} \end{aligned} \quad (3-32)$$

図5に示すように (3-31) 式を解く領域を Ω , その境界を Γ とする。Normal shock 直後と内外筒壁上で ϕ は既知、翼の無限下流で流れが軸に平行で落ち着いているとすると、境界条件は、

$$\phi = \phi_t \quad (\text{外筒壁}) \quad (3-33)$$

$$\phi = \phi_h \quad (\text{内筒壁}) \quad (3-34)$$

$$\phi = \phi_{(r)} \quad (\text{normal shock 直後}) \quad (3-35)$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial z} = 0 \quad (\text{無限下流}) \quad (3-36)$$

(3-31) 式において微分方程式の次数を一つ下げるために Green の公式を用いる。(3-31) 式に重み関数 v をかけ、Green の公式を利用し、さらに境界条件 (3-36) を適用して、 Ω 内で部分積分を実行すると次式を得る。なお v は内外筒壁と normal shock 直後で $v=0$ を満す関数とする。

$$\iint_{\Omega} \left(\frac{\partial \phi}{\partial r} \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{\partial \phi}{\partial z} \frac{\partial v}{\partial z} \right) dr dz = \iint_{\Omega} f v dr dz \quad (3-37)$$

次に Ω を分割する有限要素は3節点三角形要素 (図6参照) を採用し、要素内の ϕ を次のように節

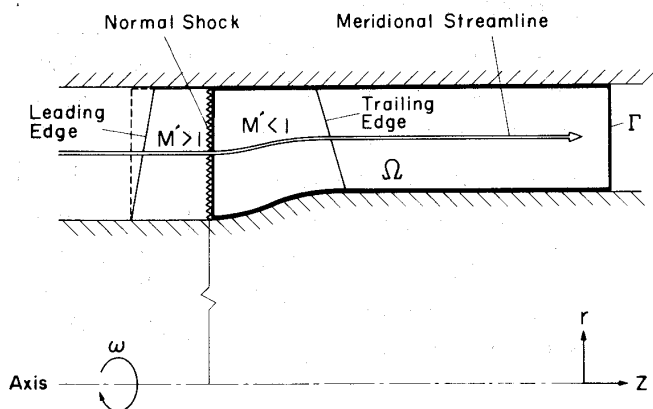


図5. 子午流形と積分領域

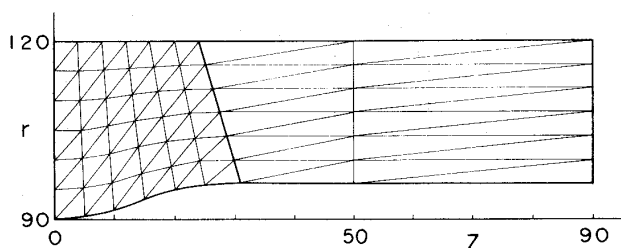


図6. 領域における要素

点における ϕ の値 ϕ_i ($i = \bar{1}, \bar{2}, \bar{3}$) を使って近似する。

$$\phi = \sum_{i=\bar{1}}^{\bar{3}} L_i \phi_i, \quad L_i(z, r) = a_i + b_i z + c_i r \quad (3-38)$$

要素内の v の近似式も上式と同じ形に書ける。

$$v = \sum_{i=\bar{1}}^{\bar{3}} L_i v_i, \quad L_i(z, r) = a_i + b_i z + c_i r \quad (3-39)$$

(3-38), (3-39) 式を (3-37) 式に代入して、各要素での積分を行うと、若干の計算の後、

$$\mathbf{A}_e \cdot \boldsymbol{\psi}_e = \mathbf{f}_e \quad (3-40)$$

が得られる。但し、

$$\mathbf{A}_e = [\mathbf{A}_{ij}^e] \quad (3-41)$$

$$\mathbf{A}_{ij}^e = \int_{\Omega} \left(\frac{\partial L_i}{\partial r} \frac{\partial L_j}{\partial r} + \frac{\partial L_i}{\partial z} \frac{\partial L_j}{\partial z} \right) dr dz \quad (3-42)$$

$$\boldsymbol{\psi}_e = \begin{bmatrix} \phi_1^e \\ \phi_2^e \\ \phi_3^e \end{bmatrix} \quad (3-43)$$

$$\mathbf{f}_e = \begin{bmatrix} f_1^e \\ f_2^e \\ f_3^e \end{bmatrix} \quad (3-44)$$

$$f_i^e = \iint_{\Omega} f L_i dr dz \quad (3-45)$$

で、 $i, j = \bar{1}, \bar{2}, \bar{3}$, 添字 e は要素を示す。

(3-40) 式を用いて全領域にわたる積分をもとめると、形式的には (3-40) 式と同じ形の次式を得る。

$$\mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\psi} = \mathbf{f} \quad (3-46)$$

この式が ϕ をもとめるための近似方程式で、各節点の ϕ の連立一次方程式となる。(3-32) 式からわかるように \mathbf{f} には ϕ が含まれているので、 ϕ の収束値が得られるまで反復計算をしなければならない。

3-4. 疑似翼型

図2に示した翼型らしい形状は軸対称流の翼間通路を説明するために画かれたもので、この図において S を無限小にしたとき、軸対称流となる。またこの翼型らしい形状の平均矢高曲線と S_u 面をあらわす線及び流線は一致する。但し無限小にする際、切線方向の厚み t とピッチ S の間には $t/S = \text{const.}$ の関係が保たれる。 t/S は局部的 solidity である。更に角間隔 B との間には、

$$\frac{rB}{S} = 1 - \frac{t}{S} \quad (3-47)$$

という関係があり、通路面積 A については、

$$\frac{A}{S} = \left(1 - \frac{t}{S} \right) \cos \beta \quad (3-48)$$

また翼型らしい形状の厚み τ については、

$$\frac{\tau}{S} = \frac{t}{S} \cos \beta \quad (3-49)$$

という関係が成立する。

計算では局部的 solidity t/S がもとまるから、(3-49) 式より τ/S がもとまり、 S に適当な有限値をあたえると τ を、ひいては翼型らしい形をもとめることができる。この形を疑似翼型と名づける。疑似翼型は実機の翼型とはかなり異なる形状であることは勿論であるが、必要な実機の翼型を考えるときの(特に翼型の厚さ分布を予測するときの)一つの参考資料となると考えている。

4. 計算例

著者等の研究室に所属の超音速軸流圧縮機⁽⁹⁾を改造すると仮定して、次のような条件で動翼の軸対称流設計を試みた。

- (1) 動翼の上流の流れは旋回成分なしの一樣流とする。 $T_{T0}=288^\circ\text{K}$, $P_0=10332\text{kg/m}^2$ (1気圧), $M_0=0.8$, $G=4.60\text{kg/s}$ (ただし $T_{T0}=T_{T1}$, $P_0=P_1$, $M_0=M_1$)。
- (2) 動翼半径 $r_t=0.120\text{m}$, $r_h=0.090\text{m}$ (超音速部), $r_h=0.096\text{m}$ (動翼出口)。回転数 36,000 rpm。
- (3) 超音速部の流れ。入口 Mach 数 $M_{1t}=1.62$, $M_{1h}=1.33$ (図 10)。流入角 $\beta_{1t}=60.41^\circ$, $\beta_{1h}=53.02^\circ$ (図 12)。 M' の値を tip で与えた。 $M'_{2t}=1.51$ とし, $M'_{1t} \sim M'_{2t}$ の変化は z の一次式で与えた。計算の結果 $M'_{2h}=1.22$ となる。Normal shock までの転向 $\Delta\beta$ は $\Delta\beta_t=7^\circ$, $\Delta\beta_h=17^\circ$ とし, 中間は r の一次式で与えた。また z 方向にも z の一次式であたえた。 M' , β は前縁の sweep に関する imaginary の翼部分では一定値である。従って前縁部の M_1 , β_1 はその z 位置が r によって異なることは当然である。 $\Delta\beta$ の選択はスロート部 (normal shock 部) の翼厚に大きな影響がある。〔文献(4) 参照〕 始動条件を与える M'_{\min} は, 図 7 から $M'_{\min,t}=1.42$, $M'_{\min,h}=1.19$ であるから, 始動条件は満足される。

計算は前述のように或る z 位置で β の半径分布をあたえ, 半径平衡を満足するように M' および t/S をもとめる。

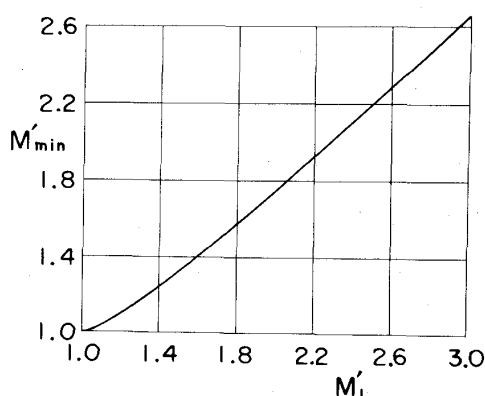


図 7. $M'_{\min} \sim M'_1$

- (4) 亜音速部の流れ。Normal shock から後の亜音速部は内外筒壁形状を指定する。外壁ケーシングは円筒状とする。内壁は normal shock 直後 ($z=0$) から動翼出口まで表 1 のようになっている。(図 8 参照)

有限要素は図 6 のようにとった。動翼のずっと下流は図の右端 $z=90\text{mm}$ であらわすことにした。ここにおける $V_{\theta 5}$ は (3-38) 式において $V_{\theta 1}=0$, $\Delta H=87530\text{m}^2/\text{s}^2$ (r に無関係に一定) として求めた。 $r_5 V_{\theta 5}=23.22\text{m}^2/\text{s}^2$ 。総圧比は $(P_{05}/P_{01})_t=2.34$,

表 1

z mm	r_h mm
0	90.0
5	90.6
10	91.6
15	93.3
20	94.9
25	95.6
31	96.0

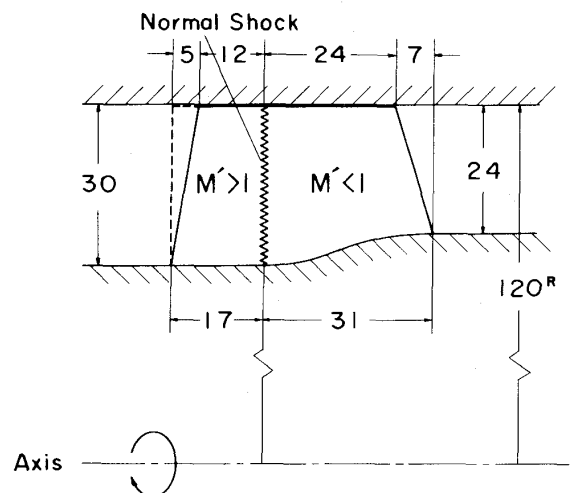


図 8. 動翼形状

$(P_{05}/P_{01})_h=2.50$ となる。Normal shock 直後の $r_3 V_{\theta 3}$ は既にもとまっている。翼後縁における $r_4 V_{\theta 4}$ は同一流線上の $r_5 V_{\theta 5}$ と等しい。

Tip casing と hub に沿っての $r V_\theta$ は z の一次式で与えた。また, 半径方向にも r の一次式で与えた。

Normal shock 直後の局部的 solidity は直前のそれと同じであるから (3-9) 式で既に求まっている。角間隔 B 又は $B \cdot N$ と局部的 solidity t/S の間には,

$$B \cdot N = 2\pi \left(1 - \frac{t}{S} \right) \quad (4-1)$$

という関係があり, 軸対称流では $B \rightarrow 0$, $N \rightarrow \infty$, 但し $B \cdot N$ は有限値である。亜音速部の解法には z 方向の t/S 又は $B \cdot N$ の分布を与える必要がある。この計算例では内外筒壁に沿って $B \cdot N$ を z の二次式であらわし, 又半径方向には r の一次式であらわしてみた。(後縁では, $t=0$ で $B \cdot N=2\pi$ となる。) 内外筒壁に沿って

の $B \cdot N$ の分布はnormal shock 直後(suffix 3), 後縁(suffix 4)の中間点(suffix M)の $B \cdot N$ を指定した。

$$(B \cdot N)_M = \alpha \frac{(B \cdot N)_3 + (B \cdot N)_4}{2} \quad (4-2)$$

α に適当な値を与えることにより, 疑似翼型の厚み分布が変化する。このやり方はあくまで一例であって, どのような分布をあたえても解法は同様に適用できる。計算例では研究室所在の実機の翼型を参考にして,

$$\alpha_t = 0.955 \text{ (tip)}, \quad \alpha_h = 0.960 \text{ (hub)}$$

としてみた。

- (5) 全体性能: 以上のような諸元で設計をしたとき得られる筈の全体性能は(一部, 前述の値も

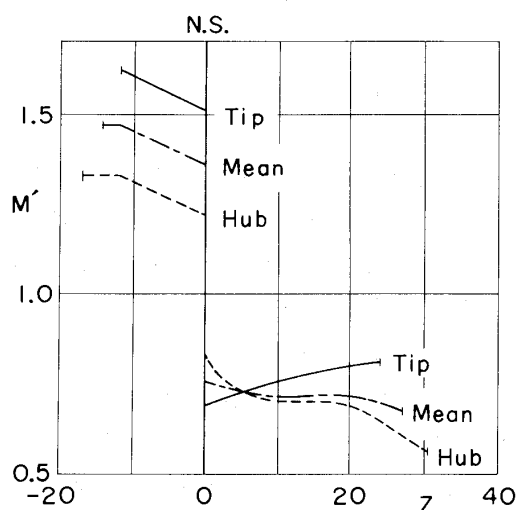


図9. M' の分布(z 方向)

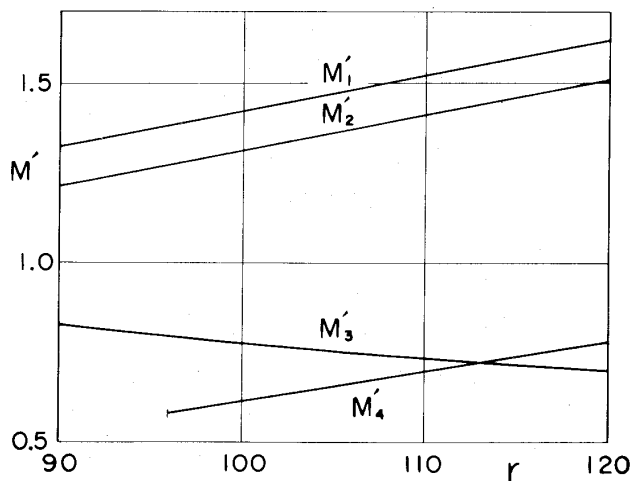


図10. M' の分布(r 方向)

再記), 空気流量: 4.60kg/s, 総圧比: 2.34(tip), 2.50(hub), 所要動力: 337kw(normal shock loss以外のlossを含まず), Normal shock による総圧損失: $\frac{P_{05}(\text{ideal}) - P_{05}}{P_{05}(\text{ideal})} = 7.37$

% (tip), 0.93% (hub), 但し $P_{05}(\text{ideal})$ は ΔH が同一として normal shock loss のないときの出口下流総圧。

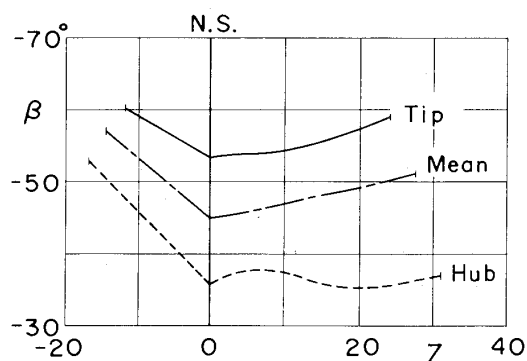


図11. β の分布(z 方向)

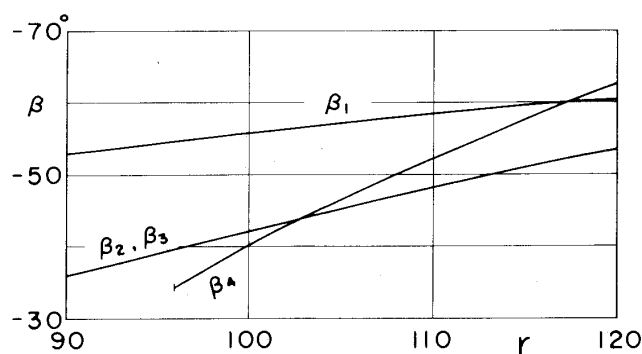


図12. β の分布(r 方向)

4-1. 計算結果と疑似翼型及び考察

以上のような条件で計算を行い, その結果の良否の判定に資するために疑似翼型を画いてみると図13(a), (b), (c)のようになった。翼枚数は実機と同じ26枚にとった。この形状は, 流線に沿っての計算であり亜音速部は平面に展開できないので, 下記の手法によった。即ち, 超音速部の流線は円筒面上にあるので, その円筒面上に射影した形状を平面に展開したものである。

なお翼間の流れの M' , β の値は図9~図12に示すとおりである。

疑似翼型は前述のように単に翼型の目安をあた

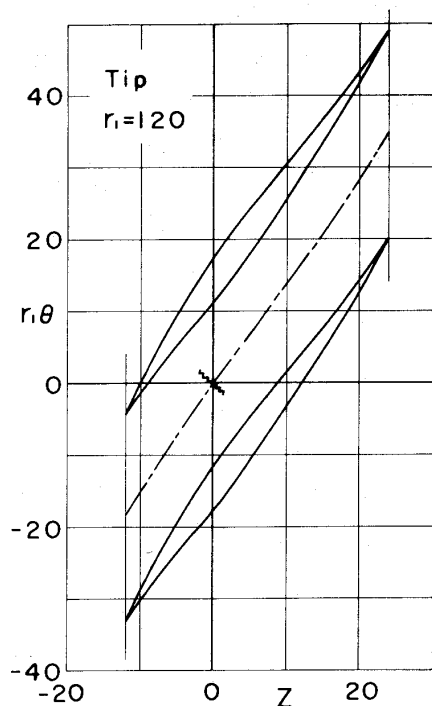


図13(a) 疑似翼型

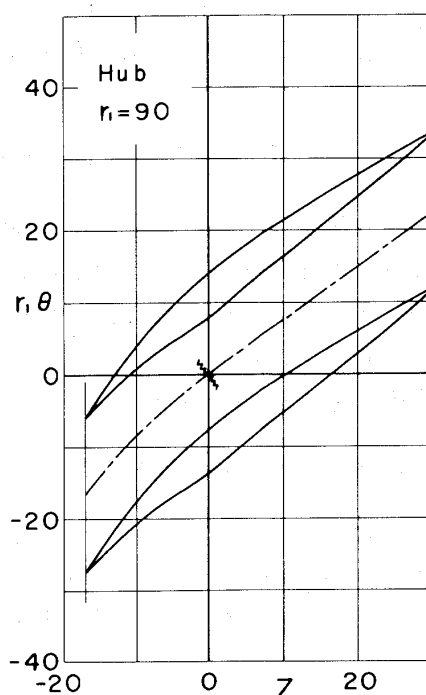


図13(c) 疑似翼型

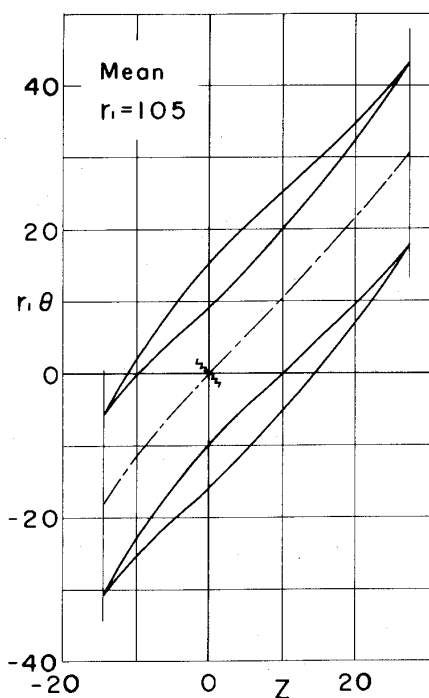


図13(b) 疑似翼型

える、いわば第0近似にすぎないので、これをもって、この設計法の良否を云々することは問題もあると思うが、次のことは言えるのではなかろうか。

(1) 超音速部においては子午流線が軸に平行、

normal shock 後の亜音速部においては翼高を絞るような翼列形状によって、動翼内半径平衡を考慮に入れた shock-in-rotor 型の動翼の設計が可能である。

(2) この例では超音速部の転向が少々過大である。これは転向と翼厚の間に関係があり、強度上から翼厚を減せずに転向を減らさないためである。エンタルピー増加 ΔH の値が小さいため亜音速部で逆転向（加速）部分があられている。又全転向角の値が負になる部分もある。但し後者はこの部分で圧力が下がっているということではない。これは超音速翼列では出口の軸流速度が非常に小さくなりがちのため、あらわれやすい一つの性質である。亜音速部の圧力上昇及び出口の軸流速度（あるいは翼高）に対する一層の考慮が必要である。この際 normal shock 後の境界層の安定の問題も充分考えなければならないであろう。

(3) 超音速部での子午流線が軸に平行という条件では前縁の sweep 部はほとんど圧力上昇に寄与していない。子午流線が軸に平行という条件を考えなおす必要がある。これは前縁 sweep 部のみでなく tip 及び hub casing からの圧力波の考慮ということと関連があり、次の研

究課題である。

- (4) Shock-in-rotor 型では今まで述べた通り, normal shock 関係の半径平衡に伴う色々な制約があり, また tip 附近の normal shock の損失もかなり大きい。(半径平衡の条件及び始動条件より由来する。) Normal shock と境界層の干渉に伴う, はくりも重大問題である。こうなると shockless-in-rotor 型ということも考える必要があると思う。

5. あとがき

Shock-in-rotor 型超音速軸流圧縮機動翼の軸対称流設計方法を検討してみた結果, 超音速部で子午流線が軸に平行という条件で, 何とか設計できることがわかったが, tip 附近で normal shock loss がかなり大きくなる, 流れの転向が負になることがある, など問題点が残されている。

上述の超音速部で子午流線が軸に平行という条件を除外したときの解法を研究すること, normal shock loss を軽減するため, 始動条件を見なおすこと(この論文では各翼素で始動条件を満足するようにしたため, tip 附近で shock loss が大きくなったが, 始動条件は翼間通路全断面積で考慮されれば良いとすれば, 部分的な特に大きい shock loss は低減される可能性もある。しかしそのようにして果たして始動が可能か?), などこれからやらねばならぬことは多い。

更に normal shock loss を根本的に回避するため shockless-in-rotor 型を考える必要もあろう。

記 号

- A : 翼間通路幅 (図 2)
 a : 音速
 B : 翼間通路の角間隔 (図 4)
 F : 翼力
 G : (総) 流量
 H : 総エンタルピー
 h : 静エンタルピー
 I : relative energy (rothalpy)
 M : Mach 数
 M_ω : 回転 Mach 数 (ω_r/a)
 N : 翼数
 n : S_u 面の法線
 P : 総圧
 p : 静圧

- R : ガス常数
 r : 半径
 S : 翼ピッチ
 s : エントロピー又は秒
 T : 温度
 T_T : 総温度
 t : 切線方向翼厚 (図 2)
 V : 絶対速度
 W : 相対速度
 w : 流線方向長さ, (2-11) 式
 β : 相対流れ角 (図 2)
 θ : 切線方向 (角度)
 κ : 比熱比
 λ : S_u 面上, 流線に直角方向長さ (図 4)
 ρ : 密度
 τ : 翼厚 (図 2)
 ϕ : 流れの関数 (3-19) 式
 ω : 角速度

添え字等

- 0 : 動翼の上流
 1 : 動翼入口
 2 : normal shock 直前
 3 : normal shock 直後
 4 : 動翼出口
 5 : 動翼の下流
 r : 半径方向
 θ : 切線方向
 z : 軸方向
 t : tip
 h : hub
 $'$: 相対

文 献

- (1) 橋本孝明・大塚新太郎: 超音速軸流圧縮機の動翼内の流れに関する研究 (第 1 報: 超音速動翼の設計と垂直衝撃波前後の半径平衡), 航字会誌 25-283, 1977.
- (2) 橋本孝明: 同上 (第 2 報: Shock-in-rotor 型動翼の設計), 航字会誌 25-283, 1977.
- (3) 橋本孝明・大塚新太郎: 同上 (第 3 報: 一様流入, 前置静翼なしで, かつ子午流線を軸に平行にする試み), 航字会誌 30-344, 1982.
- (4) 同上 (第 4 報: Shock-in-Rotor 型動翼の設計上の 2, 3 の問題), 航字会誌 30-345, 1982.
- (5) 同上 (第 5 報: 子午流線形状を制限しない場合の垂

- 音速部の流れの計算), 航字会誌31-358, 1983.
- (6) C. H. Wu: A General Theory of Three-Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial-, Radial-, and Mixed-Flow Types. NACA TN 2604, 1952.
- (7) 菊地文雄: 有限要素法概説, サイエンス社, 1980.
- (8) Ch. Hirsch and G. Warzee: A Finite-Element Method for Through Flow Calculation in Turbomachines. Trans. ASME, J. Fluids Eng., Vol.98, No.3, 1976.
- (9) S. Otsuka, T. Hashimoto and Others: An Experiment on a Supersonic Axial-Flow Compressor. Tokyo Joint International Gas Turbine Conference, 1971.

共催シンポジウム

第22回日本伝熱シンポジウム

- 開催日 昭和60年5月20日(月)～5月22日(水)
- 会場 日本都市センター(03)265-8211]
- 参加諸費 シンポジウム参加費: 事前申込1名5000円, 当日申込1名6000円, ただし学生, 大学院生は事前申込1名2500円, 当日申込1名3000円(いずれも講演論文集代を含まず)。
- 講演論文集代: 1冊5000円(ただし, 日本伝熱研究会会員には1冊無料進呈)。ただし, 郵送の場合は1冊5550円(5000円+送料550円)。
- 懇親会 5月21日(火)18:30～20:00 事前申込1名6000円, 当日申込1名7000円, ただし, 同伴夫人は無料です。
- 申込要領 郵便振替払込書の通信欄に, (1)氏名(ふりがな), (2)勤務先または学校名, (3)講演論文集冊数(進呈分以外), (4)懇親会出欠(夫人同伴の方はその旨を明記)をご記入の上, 当該費用をご送金ください。参加証は当日, 受付にてお渡しいたします。なお, 事務の簡素化と経費節減のため, 原則として, 領収書の発行を省略させていただきますので, 郵便局で受取られる郵便振替払込金受領書を保存くださるようお願い申し上げます。

事前申込締切 昭和60年5月1日(水) — 消印有効 —

申込先 第22回日本伝熱シンポジウム準備委員会

〒152 東京都目黒区大岡山2-12-1
東京工業大学工学部化学工学科内
電話(03)726-1111 内線2110
郵便振替口座: 東京3-136275

なお, 会場での当日受付は第1日目の8時30分より行います。

- 音速部の流れの計算), 航字会誌31-358, 1983.
- (6) C. H. Wu: A General Theory of Three-Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial-, Radial-, and Mixed-Flow Types. NACA TN 2604, 1952.
- (7) 菊地文雄: 有限要素法概説, サイエンス社, 1980.
- (8) Ch. Hirsch and G. Warzee: A Finite-Element Method for Through Flow Calculation in Turbomachines. Trans. ASME, J. Fluids Eng., Vol.98, No.3, 1976.
- (9) S. Otsuka, T. Hashimoto and Others: An Experiment on a Supersonic Axial-Flow Compressor. Tokyo Joint International Gas Turbine Conference, 1971.

共催シンポジウム

第22回日本伝熱シンポジウム

- 開催日 昭和60年5月20日(月)～5月22日(水)
- 会場 日本都市センター(03)265-8211]
- 参加諸費 シンポジウム参加費: 事前申込1名5000円, 当日申込1名6000円, ただし学生, 大学院生は事前申込1名2500円, 当日申込1名3000円(いずれも講演論文集代を含まず)。
- 講演論文集代: 1冊5000円(ただし, 日本伝熱研究会会員には1冊無料進呈)。ただし, 郵送の場合は1冊5550円(5000円+送料550円)。
- 懇親会 5月21日(火)18:30～20:00 事前申込1名6000円, 当日申込1名7000円, ただし, 同伴夫人は無料です。
- 申込要領 郵便振替払込書の通信欄に, (1)氏名(ふりがな), (2)勤務先または学校名, (3)講演論文集冊数(進呈分以外), (4)懇親会出欠(夫人同伴の方はその旨を明記)をご記入の上, 当該費用をご送金ください。参加証は当日, 受付にてお渡しいたします。なお, 事務の簡素化と経費節減のため, 原則として, 領収書の発行を省略させていただきますので, 郵便局で受取られる郵便振替払込金受領書を保存くださるようお願い申し上げます。

事前申込締切 昭和60年5月1日(水) — 消印有効 —

申込先 第22回日本伝熱シンポジウム準備委員会

〒152 東京都目黒区大岡山2-12-1

東京工業大学工学部化学工学科内

電話(03)726-1111 内線2110

郵便振替口座: 東京3-136275

なお, 会場での当日受付は第1日目の8時30分より行います。



ガスタービン翼二次元吹出し膜冷却時の熱伝達

同志社大学工学部 吉 川 進 三
同志社大学工学部 林 田 大

1. 緒 言

ガスタービンの熱効率と比推力はタービン入口温度の上昇によって著しく改善されることはよく知られている。このためにはタービン翼の冷却が必要であり、対流冷却あるいは膜冷却が使用される。このいずれにおいても冷却用空気は圧縮機から抜き出され、このためにエンジンの出力は減少し、高いタービン出力によって得られたものがこの冷却損失によって失われる。したがって、これら冷却用空気量を最小限にし、タービン翼表面温度は使用材料の限界温度近くに保たれることが望ましい。このためには翼表面上の熱伝達率を正確に知ることが必要である。

一般に膜冷却を行わない場合（等温流吹出しの場合も含めて）の局所熱伝達率 h は次式で定義される。

$$h = q / (T_e - T_w) \quad \dots\dots\dots (1)$$

ここに q は熱流束、 T_e は主流温度、 T_w は壁温度である。一方、膜冷却を施した場合の局所熱伝達率 h_f は次式で定義されることが多い。

$$h_f = q_f / (T_{aw} - T_w) \quad \dots\dots\dots (2)$$

ここに q_f は膜冷却時の熱流束、 T_{aw} は断熱壁温度である。このように定義が異なるにもかかわらず h と h_f はほぼ等しいか僅かに h_f が大きいといわれている⁽¹⁾⁻⁽⁵⁾。Eriksen⁽⁶⁾ は吹出し比の低い範囲では $h > h_f$ であるが吹出し比の増加とともに $h < h_f$ となるとのべており、Blair⁽⁷⁾ は $h > h_f$ であり、これは吹出しによって境界層が厚くなるためであろうとしている。Eckert⁽⁸⁾ は $h = h_f$ という仮定のもとに、式(2)で定義される h_f と、

$$h'_f = q_f / (T_e - T_w) \quad \dots\dots\dots (3)$$

で定義される h'_f との優劣を論じている。

しかし、従来、 h と h_f の比較は吹出しのない場合の h と膜冷却時の h_f についてなされてきた。吹出し流自身が乱流プロモータであるので、このような比較においては $h_f > h$ となるのは当然であると思われる。本研究においては以上の点を考慮して、吹出しを行うが膜冷却は行わない（等温流吹出し）場合の h と膜冷却（非等温流吹出し）時の h_f の比較を、先ず実験によって行い、次に、任意曲面上の二次元境界層方程式を、吹出し流を簡単なモデル化することによって数値的に解き、実験と比較した。

記 号

- A : 翼前縁基準点（骨格線との交点、図1）
- a^* : 双葉曲線の定数
- c_p : 圧力係数
- D : 拡散係数
- H : 仮想吹出し高さ（図10）
- h : 熱伝達率（非膜冷却時、式(1)）
- h_f : 熱伝達率（膜冷却時、式(2)）
- i : 入射角（図1）
- K : 加速パラメータ（式(5)）
- k : カルマン定数（式(10)）
- L : 翼弦長（図1）
- l : 混合距離（式(10)）
- M : 吹出し比 $= \rho_s v_s / \rho_e u_e$
- N_u : ヌセルト数 $= h L / \lambda$ （非膜冷却時）
- N_{uf} : ヌセルト数 $= h_f L / \lambda$ （膜冷却時）
- P_{rt} : 乱流プラントル数
- q : 熱流束（非膜冷却時、式(1)）
- q_f : 熱流束（膜冷却時、式(2)）
- R : 翼腹面曲率半径（図1）
- r : 翼前縁部曲率半径（図1）
- r^* : 極座標
- S_{ct} : 乱流シュミット数
- T : 温度

（昭和59年9月25日原稿受付）

t : ピッチ (図1)
 T_u : 乱れ強さ
 T_{wd} : 壁面の許容最高温度
 u : x 方向速度
 u_1 : 境界層外端速度
 v : y 方向速度
 w : 質量割合
 x : 点Aから翼面に沿ってはかった距離
 x_a : $T_{aw} = T_{wd}$ となる位置 (図12)
 x_i : 吹出し点から翼面に沿ってはかった距離
 y : 翼面から直角にはかった距離
 α_i : 翼入口角 (図1)
 α_0 : 翼出口角 (図1)
 ϵ : 渦動粘性係数
 η : 膜冷却効率 (濃度場)
 η_T : 膜冷却効率 (温度場, 式(4))
 λ : 熱伝導率
 ν : 動粘性係数
 θ : 極座標
 μ : 粘性係数
 ρ : 密度
 添え字
 aw : 断熱壁
 e : 主流
 s : 二次流
 w : 壁面

2. 実験

実験に使用した翼列形状を図1に示す。翼型は背面を双葉曲線 $r^{*2} = 2a^{*2} \cos \theta$ ($a^* = 81.2\text{mm}$), 腹面と前縁を円弧とし, それらをなめらかに結んだもので, $L = 139\text{mm}$, $r = 6.75\text{mm}$, $R = 138\text{mm}$, $\alpha_i = 60^\circ$, $\alpha_0 = 30^\circ$ である。流入速度と翼弦長によるレイノルズ数を $Re = 1.2 \times 10^5$ に選んだ。基準状態として, $t/L = 0.7$, $r = 60^\circ$, $i = 0^\circ$, $M = 1.0$ および, $T_u = 1.5\%$ を選んだ。以後特に断らない限り, 実験データはこの基準状態に対するものを示す。

実験装置は文献(9)において使用したものと同一で, 8枚の翼からなる翼列を使用し, その4枚目と5枚目の翼がそれぞれ腹面と背面吹出し供試翼である。

翼列においては側壁上に発達した境界層のために流路渦が発生し, このために二次元性が保たれなくなることがある。これは特に減速翼列におい

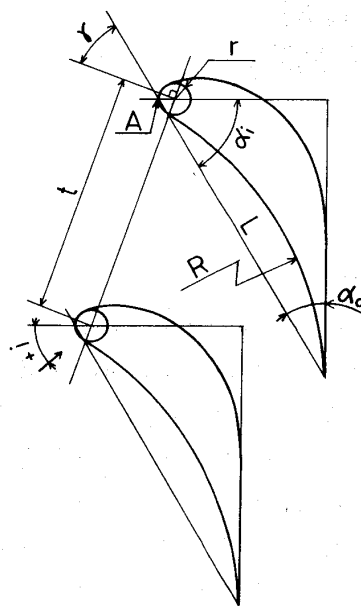


図1. 供試翼列形状

て著しく, 増速翼列においてはその影響は少ない。本研究の実験条件はすべて増速翼列であり, その影響が少ないことが確かめられている⁽⁹⁾。なお, 翼列入口部における速度分布を測定したところ, スパン方向には両端約10mmを除いて速度は一定であること, および翼列軸方向には供試翼部分で一定であることを確かめた。

式(2)から h_f を求めるためには断熱壁温度 T_{aw} を知らねばならない。本研究では熱と物質移動の類推性を利用し, 前縁基準点Aから 40° の位置に, スパン方向一杯に (100mm)に面に直角にあけた幅1mmのスロットから二酸化炭素を含んだ空気を吹出して, 翼表面中心線上にあけた, 背, 腹各29個の小孔からガスを採取し, これを赤外線分析計で分析することによって濃度場における膜冷却効率 η を測定し, これが温度場における膜冷却効率,

$$\eta_T = (T_e - T_{aw}) / (T_e - T_s) \quad \dots\dots\dots (4)$$

に等しいものとした。これより, 断熱壁温度 T_{aw} を求めることができる。すべての実験条件について, N_{uf} を求めるため, まず η を測定した。

図2に吹出し比 M を変化させた場合の膜冷却効率を示す。この結果は本研究の翼型と多少異なる翼型に対する結果⁽⁹⁾とほぼ等しい。これらの実験点を通る曲線を5次の多項式で表わし, その式を

最少自乗法で決定した。この式を用いて、式(4)から断熱壁温度 T_{aw} を求めることができる。

熱伝達率の測定には翼面上に幅 2 mm、厚さ 10 μ m のステンレス箔をスパン方向一杯に張りつけこれに通電加熱して熱流束を求めると同時に、箔中央直下に 0.1 mm の C-C 熱電対を埋めこんで箔温度を測定した。最初に主流と同じ温度の空気を吹出し、翼面(箔) 温度を $T_w = T_e + 25 K$ に保って吹出し(非加熱)時の熱伝達率を求めた。その結果を図 3 に示す。腹面においてはヌセルト数 N_u は吹出し比 M とともに増加するが $M = 1.0$ 以上ではほとんど変化しないことがわかる。一方、背面では上流域で一部吹き出し比の増加とともにヌセルト数は減少する傾向さえ見られるが全体として、腹面のように吹き出し比の影響は見られない。

図 4 に吹き出し流の温度も $T_s = T_e + 25 K$ とした(加熱)場合のヌセルト数 N_{uf} を示す。膜冷却の影響を明らかにするために、図 5 に N_u/N_{uf} を示す。腹面においては定義が異なるにもかかわらず N_u と N_{uf} はほぼ等しいが、おおむね $N_{uf} > N_u$ であり、吹き出し比の増加とともに $N_{uf} \cong N_u$ となる傾向がある。 N_u/N_{uf} の平均値は 0.92 であった。背面では $M = 0.6$ の場合を除くと $N_{uf} \cong N_u$ であり、 N_u/N_{uf} の平均値は 0.99 である。

図 6 に $M = 1.0$ として食違い角 γ を変化した場合の結果を示す。食違い角の減少とともに、腹面では主流速度は増加するが、それによる影響は認められない。背面では下流でヌセルト数が増加する位置が食違い角の減少とともに上流側に寄ることがわかる。以上のことは吹き出し流を加熱した場合についても全く同じであり、 N_u/N_{uf} の値は腹面で、0.7~1.1 の範囲にあり、その平均値は 0.87、また背面では 0.8~1.2 の範囲でその平均値は 0.99 であった。

図 7 に入射角 i を変化した場合の結果を示す。

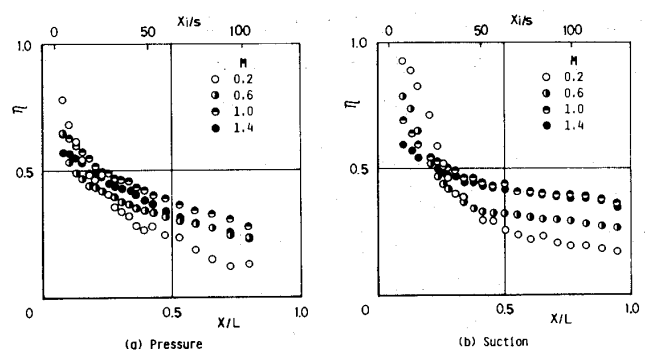


図 2. 膜冷却効率に及ぼす吹き出し比の影響

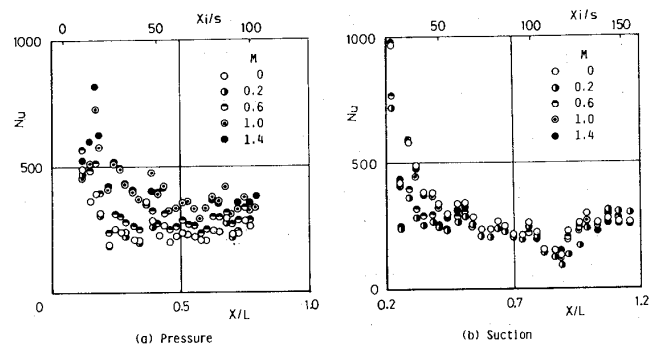


図 3. ヌセルト数に及ぼす吹き出し比の影響(非加熱)

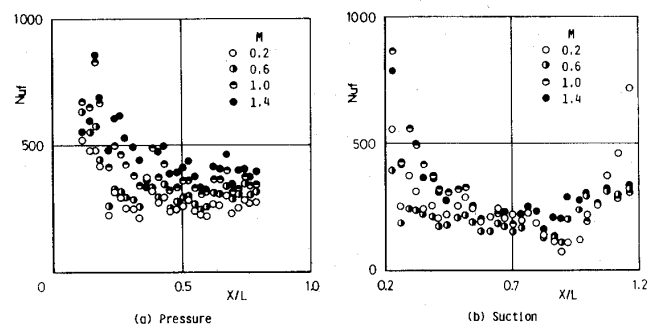


図 4. ヌセルト数に及ぼす吹き出し比の影響(加熱)

腹面では、入射角が増加するにつれてヌセルト数は少し増加する傾向にあるが、背面では入射角によってヌセルト数はほとんど変化しないことがわかる。これらのことは膜冷却(加熱)時においても全く同じであった。 N_u/N_{uf} は腹面では 0.7~1.1 の範囲にあり、その平均値は 0.88、また、背面においては 0.9~1.1 の範囲にあり、その平均は 0.99 であった。

風洞内に乱流格子を挿入し、その格子と翼の距離を変化させて翼列入口における乱れ強さ T_u を変化させて実験を行った。著者の一人が報告したように⁽⁹⁾、膜冷却効率は乱れ強さの増加とともに腹面、背面とも著しく減少した。乱れ強さがヌセルト数に及ぼす影響を図8に示す。実験点にばらつきはあるが、腹面においてはヌセルト数は乱れ強さに余り影響されないが、背面においては、例外もあるが明らかに乱れ強さの増加とともにヌセルト数は増加することがわかる。この傾向は Consigny の結果⁽¹⁰⁾と一致し、Bayley らの結果⁽¹¹⁾と反対である。一般に翼列流路内の腹面上の境界層は前縁から下流全域にわたって乱れ、これに対して、背面における乱れは少ないと言われている⁽¹²⁾。一方、主流乱れは層流境界層熱伝達に影響を与えこれを増加させるが、乱流境界層熱伝達に及ぼす影響は少ないことが知られている^{(13)~(15)}。図8に示した結果は背面上の境界層が層流状態に近いと思われる。勿論、吹出しそのものが強力な乱れ促進源であり、このことは翼面上境界層内の乱れ強さを測定することによっても確かめられた。一方、完全流体中に任意翼列がおかれた場合の翼面上の速度 u_1 を守屋の理論⁽¹⁶⁾によって計算し、次式で定義される加速パラメータ K の腹面上の分布を求めこれを図9に示す。

$$K = (\mu_e / \rho_e u_1^2) \cdot (du_1 / dx) \cdots \cdots (5)$$

主流乱れの小さい場合に層流化がおけるといわれている⁽¹⁴⁾ $K = 3 \times 10^{-6}$ を全域においてこえていることがわかる。したがって、翼面上では腹、背とも完全な乱流や層流でなく、Radi ら⁽¹⁷⁾ ものべているように遷移状態にあり、その程度が腹面の方が乱流に近いものと思われる。 N_u/N_{uf} は腹、背両面ともほぼ0.9~1.1の範囲にあることがわかった。

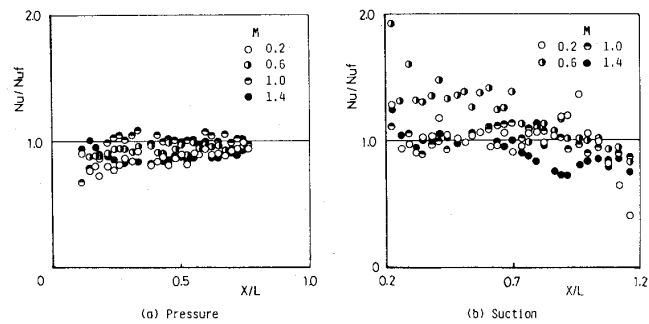


図5. 加熱時、非加熱時のヌセルト数比

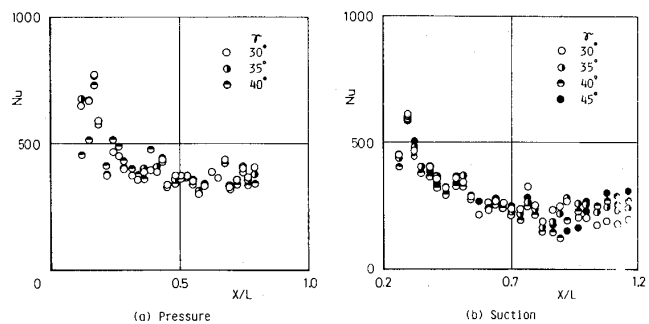


図6. ヌセルト数に及ぼす食違い角の影響

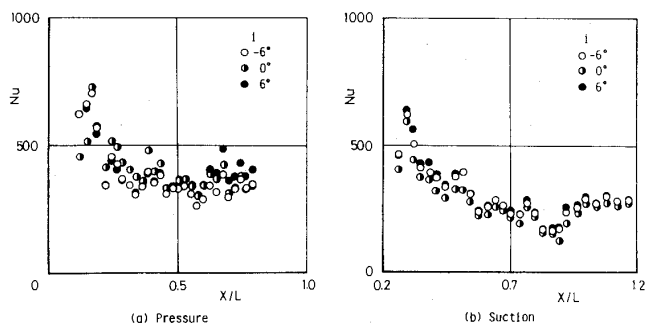


図7. ヌセルト数に及ぼす入射角の影響

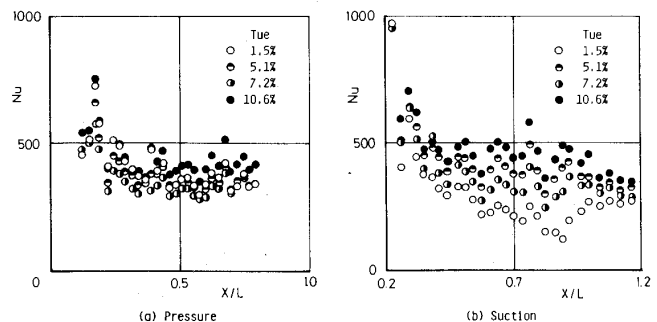


図8. ヌセルト数に及ぼす主流乱れ強さの影響

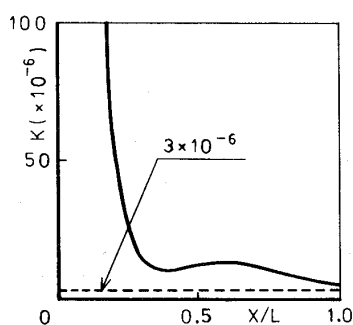


図9. 加速パラメータ分布(腹面)

3. 計算

本研究で取扱った現象を理論的に解くためには曲面上のナビエ・ストークス方程式を、吹出しを伴う場合について解かねばならないが、それは困難であるので、境界層近似を行った後数値的に解くことを試みた。翼面の曲率半径が境界層厚さに対して十分大きい場合、境界層内の基礎方程式は次のようになる。

連続の式,

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad \dots\dots\dots (6)$$

運動方程式,

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = u_1 \frac{\partial u_1}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left\{ (\nu + \varepsilon) \frac{\partial u}{\partial y} \right\} \quad \dots\dots (7)$$

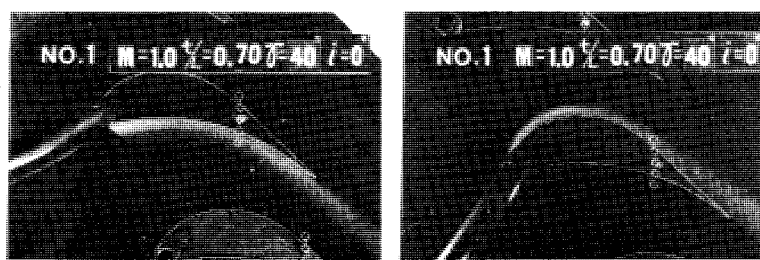
物質方程式,

$$u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left\{ \left(D + \frac{\varepsilon}{S_{ct}} \right) \right\} \quad \dots\dots\dots (8)$$

エネルギー方程式,

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left\{ \left(a + \frac{\varepsilon}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial y} \right\} \quad \dots\dots\dots (9)$$

吹出しを伴う場合、特に吹出し点近傍では境界層近似をしないで解くことが望ましい。しかし、



(a) 腹面

(b) 背面

写真1. 吹出し流の可視化

写真1からわかるように、吹出し流は吹出し直後で曲げられ、比較的良好に翼面に沿って流れているので、冷却剤は吹出し点において仮想高さ H を有する平行噴流として供給されたものとし、境界層近似を行って数値的に解いた。すなわち、図10に

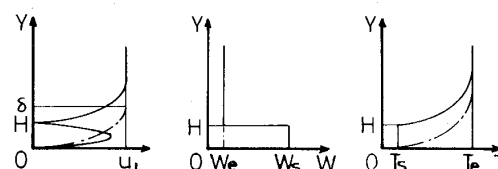
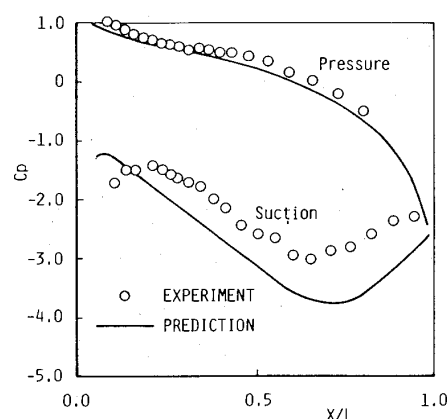


図10. 吹出し点における境界条件

示すように吹出し点において境界層は H だけ持ち上げられるとし、 $0 < y < H$ において、速度分布は放物線、温度および濃度分布は T_s あるいは w_s 一定とした。境界層外端速度 u_1 は翼面上の静圧分布から求めたが、その値は図11に示すように解析結果⁽¹⁶⁾

図11. 翼面上の圧力係数分布 ($M=0$)

と比較的良好一致を示した。

翼が断熱材で作られているとすると、スロット下流の表面温度 T_{aw} は図12に示すように、吹出し点では冷却剤温度 T_s に保たれるが、その後徐々に上昇して十分下流では主流温度 T_e に等しくなる。翼面の許容最高温度を T_{wd} とし、 $T_{aw} = T_{wd}$ となる点を x_a とし、 $0 < x < x_a$ で $\partial T / \partial y = 0$ 、 $x > x_a$ で $T_w = T_{wd}$ とした。

その他の壁面上の条件として、

$$u = 0, \quad v = 0, \quad \partial w / \partial y = 0$$

とした。式(7)~(9)の渦動粘性係数 ε と

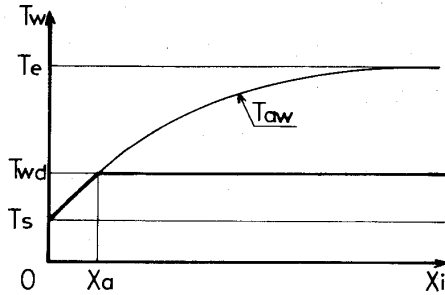


図12. 壁面上の温度変化

しては混合距離モデルを用い、

$$\epsilon = l^2 \left| \frac{\partial u}{\partial y} \right|, \quad l = ky \quad \dots\dots\dots (10)$$

とした。カルマン定数 k の値としては境界層内の乱れ強さの測定結果を参考にして図13に示すように定めた。これは吹出しによって乱され、その後主流の加速とともに徐々に乱れが減衰していく状態をモデル化したものである。吹出し点 ($x/L = 0.051$) までは層流とした。以上の境界条件の下に基礎方程式(6)~(9)を差分化して数値的に解く方法については、文献(18)を参照されたい。

計算を行うにあたって、仮想吹出し高さ H の値を決定することが必要となる。このために、 H の値を種々に変化させて計算を行い、計算によって得られた膜冷却効率の値が実験結果と最もよく一致する H を求め、この値を用いて温度場の計算を行った。このようにして得られた計算結果と実験結果の比較を腹面については図14および図15に、背面については図16および図17に示す。

$M=1.0$ の図14を見ると、膜冷却効率およびヌセルト数ともほぼよい一致を示していることがわかる。 $M=1.4$ の図15においてはヌセルト数の計算結果が多少低い値を示しているが、定性的にはよく一致している。背面においては、上流域で計算による膜冷却効率が多少高い値を示しているが、ヌセルト数の一致は良好である。 $x/L > 0.9$ においては境界層外端速度 u_1 が減少する領域であるにもかかわらず、

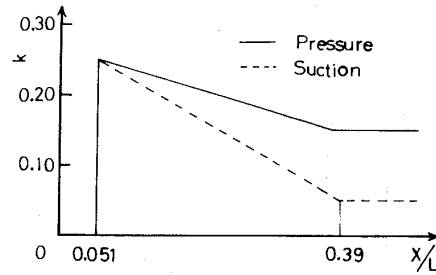


図13. カルマン定数の分布

ならず、実験によるヌセルト数が増加しているが、図13に示したようにこの付近でカルマン定数の値は一定であるのに、計算結果もこれと同様な挙動を示している。計算結果を検討した結果、 u_1 が減少している領域では壁面での速度勾配 du/dy が増加し、その結果渦動粘性係数が増加し、ヌセルト数も増加していることがわかった。

図18に計算に用いた仮想吹出し高さ H を吹出し点での境界層厚さ δ で除した H/δ と吹出し比 M の関係を示す。図から H/δ は腹面より背面における方が大きいことがわかるが、境界層厚さは

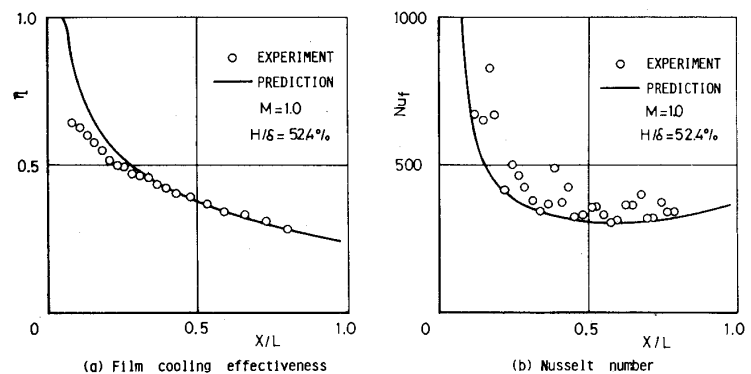


図14. 計算結果と実験結果の比較(腹面)

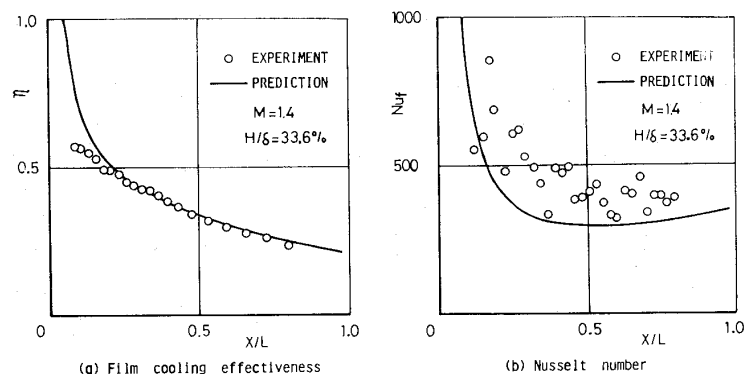


図15. 計算結果と実験結果の比較(腹面)

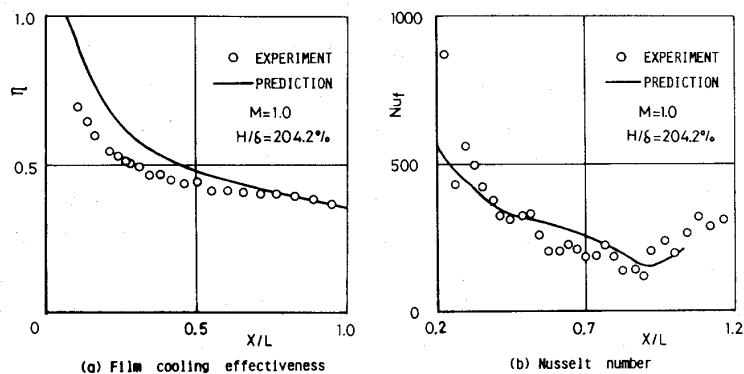


図16. 計算結果と実験結果の比較（背面）

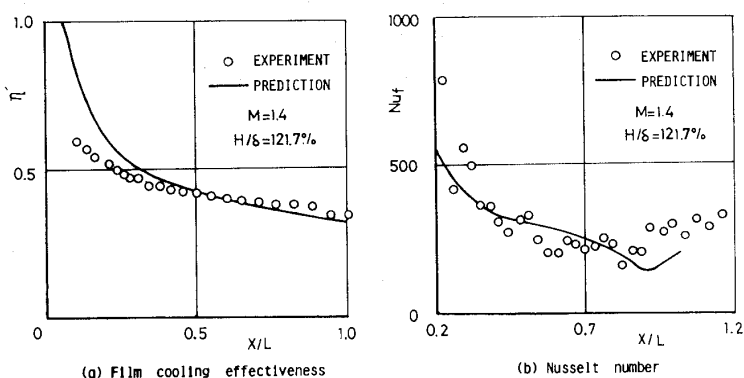


図17. 計算結果と実験結果の比較（背面）

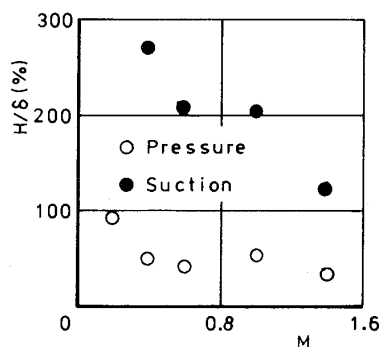


図18. 仮想吹き出し高さ

腹面における方が大きいので、仮想吹き出し高さ H の絶対値はやや背面の方が大きい程度である。腹面の仮想吹き出し高さは吹き出し比の増加とともに僅かに減少する程度であるが、背面では吹き出し比の増加とともに直線的に減少することがわかる。

4. 結論

ガスタービン翼の前縁近傍にあげたスロットから冷却剤を二次元的に吹出した場合の膜冷却効率、非加熱時および加熱時のヌセルト数を実験的に求

めた。また、翼まわりの境界層方程式を数値的に解いて実験結果と比較して次のことを知りえた。

(1) 膜冷却時のヌセルト数 N_{uf} と非膜冷却時（吹き出しあり）のヌセルト数 N_u は定義が異なるにもかかわらずほぼ等しい。翼腹面においては $N_{uf} > N_u$ であり、本研究で行った実験範囲ではその平均値は $N_u/N_{uf}=0.86$ であった。一方、翼背面では $N_{uf} \cong N_u$ であり、その平均値は $N_u/N_{uf}=0.99$ であった。

(2) 吹き出し比の増加とともに腹面の熱伝達率は増加するが、背面の熱伝達率はほとんど変化しない。

(3) 食違い角が変化しても腹面、背面とも熱伝達率はほとんど影響を受けない。ただ、背面では、下流で熱伝達率が増加する位置が食違い角の増加とともに下流側へ寄る。

(4) 入射角の増加とともに腹面の熱伝達率は少し増加するが背面ではほとんど影響を受けない。

(5) 主流乱れ強さが増加しても腹面の熱伝達率は主流乱れ強さの増加とともに増加する。

(6) 二次元の曲面上の境界層方程式に吹き出しによる乱れの促進とその後の主流の加速による乱れの減衰を考慮したモデルと、仮想吹き出し高さを導入して数値的に解いた。計算によって得られた膜冷却効率と熱伝達率は実験結果とよく一致した。特に、背面下流域における熱伝達率の増加現象をもよく表わすことができた。

(7) 仮想吹き出し高さ H を吹き出し点における境界層厚さ δ で除した H/δ は腹面より背面の方が大きい。腹面においては H/δ は吹き出し比の増加とともに僅かに減少するが、背面においてはより大きく減少する。

謝 辞

本研究を行うにあたって、特に実験において協力された当時同志社大学学生、加藤洋一郎、松井昌司、尾崎恵一、新藤兼史の諸君に感謝します。また、本研究の費用の一部は文部省科学研究費 (No.58550161) によった。

文 献

- (1) Lander, R. D. ほか2名, J. Aircraft, 9-10, (1972-10), 707.
- (2) Paradis, M. A., Trans. ASME, J. of Eng. Power, 99-1 (1977-1), 11.
- (3) Jabbari, M. Y. & Goldstein, R. J., Trans. ASME, J. of Eng. Power, 100-4 (1978-4), 303.
- (4) Mayle, R. E. & Camarata, F. J., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 97-11 (1975-11), 534.
- (5) Goldstein, R. J. & Yoshida, T., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 104-5 (1982-5), 355.
- (6) Eriksen, V. L. & Goldstein, R. J., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 96-5 (1974-5), 239.
- (7) Blair, M. F., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 96-11 (1974-11), 524.
- (8) Eckert, E. R. G., Trans. ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 106-1 (1984-1), 206.
- (9) 吉川・岩崎, 機械学会論文集, 50-455 (昭59-7), 1761.
- (10) Consigny, H. & Richards, B. E., Trans. ASME, J. of Eng. for Power, 104-7 (1982-7), 542.
- (11) Bayley, F. J. & Priddy, W. J., Trans. ASME, J. of Eng. for Power, 103-1 (1981-1), 60.
- (12) Shivaprasad, B. G. & Ramaparian, B. R., Trans. ASME, J. of Fluids Eng., 100-3 (1978-3), 37.
- (13) Kestin, J. ほか2名, Int. J. of Heat and Mass Transf., 3 (1961), 133.
- (14) Moretti, P. M. & Kays, W. M., Int. J. of Heat and Mass Transf., 8-9 (1965), 1187.
- (15) Brown, A. & Burton, R. C., Trans. ASME, J. of Eng. for Power, 100-1 (1978-1), 159.
- (16) 守屋, 空気力学序論 (昭34), 95, 培風館。
- (17) Radi, W. & Scheuerer, G., 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Cong., 13.
- (18) 吉川・吉川, 機械学会論文集, 40-336 (昭49-8), 2272.

共 催 講 演 会

第 13 回液体の微粒化に関する講演会

講 演 募 集

1. テ ー マ

微粒子の過程と機構 (微粒化に至るまでの液体の運動や粒群の挙動, 熱・物質の移動なども含む), 各種アトマイザーの噴霧特性, 微粒化装置, 噴霧特性の表示法と測定法など。

2. 開催要領

- 1) 開催期日 昭和60年8月26日(月), 27日(火) (予定)
- 2) 会 場 東京鴻池ビル大会議室 (予定)
- 3) 主 催 (社)燃料協会 (TEL 03-834-6456~8)

講演申し込み等詳細につきましては上記(社)燃料協会へお問い合わせ下さい。

文 献

- (1) Lander, R. D. ほか2名, J. Aircraft, 9-10, (1972-10), 707.
- (2) Paradis, M. A., Trans. ASME, J. of Eng. Power, 99-1 (1977-1), 11.
- (3) Jabbari, M. Y. & Goldstein, R. J., Trans. ASME, J. of Eng. Power, 100-4 (1978-4), 303.
- (4) Mayle, R. E. & Camarata, F. J., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 97-11 (1975-11), 534.
- (5) Goldstein, R. J. & Yoshida, T., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 104-5 (1982-5), 355.
- (6) Eriksen, V. L. & Goldstein, R. J., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 96-5 (1974-5), 239.
- (7) Blair, M. F., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 96-11 (1974-11), 524.
- (8) Eckert, E. R. G., Trans. ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 106-1 (1984-1), 206.
- (9) 吉川・岩崎, 機械学会論文集, 50-455 (昭59-7), 1761.
- (10) Consigny, H. & Richards, B. E., Trans. ASME, J. of Eng. for Power, 104-7 (1982-7), 542.
- (11) Bayley, F. J. & Priddy, W. J., Trans. ASME, J. of Eng. for Power, 103-1 (1981-1), 60.
- (12) Shivaprasad, B. G. & Ramaparian, B. R., Trans. ASME, J. of Fluids Eng., 100-3 (1978-3), 37.
- (13) Kestin, J. ほか2名, Int. J. of Heat and Mass Transf., 3 (1961), 133.
- (14) Moretti, P. M. & Kays, W. M., Int. J. of Heat and Mass Transf., 8-9 (1965), 1187.
- (15) Brown, A. & Burton, R. C., Trans. ASME, J. of Eng. for Power, 100-1 (1978-1), 159.
- (16) 守屋, 空気力学序論 (昭34), 95, 培風館。
- (17) Radi, W. & Scheuerer, G., 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Cong., 13.
- (18) 吉川・吉川, 機械学会論文集, 40-336 (昭49-8), 2272.

共 催 講 演 会

第 13 回液体の微粒化に関する講演会

講 演 募 集

1. テ ー マ

微粒子の過程と機構 (微粒化に至るまでの液体の運動や粒群の挙動, 熱・物質の移動なども含む), 各種アトマイザーの噴霧特性, 微粒化装置, 噴霧特性の表示法と測定法など。

2. 開催要領

- 1) 開催期日 昭和60年8月26日(月), 27日(火) (予定)
- 2) 会 場 東京鴻池ビル大会議室 (予定)
- 3) 主 催 (社)燃料協会 (TEL 03-834-6456~8)

講演申し込み等詳細につきましては上記(社)燃料協会へお問い合わせ下さい。



大阪工業技術試験所でのニューセラミックスの研究

大阪工業技術試験所 速水 諒 三

大工試におけるニューセラミックスの研究は昭和30年代に始まる。それまで光学ガラス溶融用つぼとして研究されていた高耐食性、高耐熱衝撃性の粘土質耐火物にかわって、さらに高性能の耐火物、すなわちアルミナやマグネシアなど純粋酸化物が対象になるようになった。当時これら純粋酸化物は常圧では焼結が困難であったので、いち早く加圧焼結法（ホットプレス）を導入した。以来、対象は各種の炭化物、ほう化物、窒化物、また最近での繊維複合体へと変化しているが、焼結手段としてはホットプレスが一貫して主流である。また目的によってはコールドプレス、高温等方加圧法（HIP）なども使用している。

光学ガラスの研究は、かつては大工試の表看板であったが、昭和30年代における新種光学ガラスの開発をもって一段落し、以後フォトクロミックガラス、レーザ発振用ガラスなどを経て、現在は可視域及び赤外域の光を、光エネルギーとして大量に運ぶ伝送路の研究に主力が移っている。

薄膜の研究も光学ガラスの増透処理や反射鏡作製が始まりであるが、その後液晶表示用の酸化インジウム系の透明導電膜の発明によって、国内の製造法のシェアを殆んど独占するに至った。以来PVD、CVDに加えイオン注入などの加速粒子線を用いる方法、またこれらを組合わせた方法へと発展している。以下に最近におけるトピックスを紹介する。

1. 繊維強化セラミックス（FRC）

セラミックスが高温高強度材料の決め手とされながら、タービンエンジン部材などとして本格的に使用されるのを阻んでいるのは、主として脆さのためである。理屈から言えば強度自体が高く、また表面付近に微小傷などの欠陥がないものを作れば良いわけであるが、現実には困難である。これを解決する手段の一つとしてセラミック繊維で

強化したセラミックスの研究を行っている。マトリックスは高温高強度セラミックスの代表である窒化けい素、補強用の繊維は例えば炭化けい素ウイスカーである。これらを分散混合し、ホットプレスして緻密化する。窒化けい素、炭化けい素とも機械的特性は類似しているので、複合によって強度が大きく上るということはないが、信頼性が大幅に増大する。また破壊に要する全エネルギーも増大する。これは表面で始まった亀裂が複合された繊維に行き当たると方向が変えられ、通常のセラミックスの場合のように一挙に拡大して走るということを妨げるからである。また、炭化けい素が複合されているために、窒化けい素単独の場合よりも、一層高温度まで強度低下が起こらないという利点もある。

炭化けい素ウイスカーを複合することによって起こるもう一つの効果は、セラミックスの放電加工が可能になるということである。セラミックスの製造プロセスで、加工の工程は最も経費と時間を必要とする部分であり、放電加工ができるということの意義は大きい。電気伝導性は炭化けい素ウイスカーによって付与されるものであるから、マトリックスが窒化けい素以外のもの、例えばアルミナのような酸化物であっても、同じように放電加工が可能となる。写真1に放電加工したもの

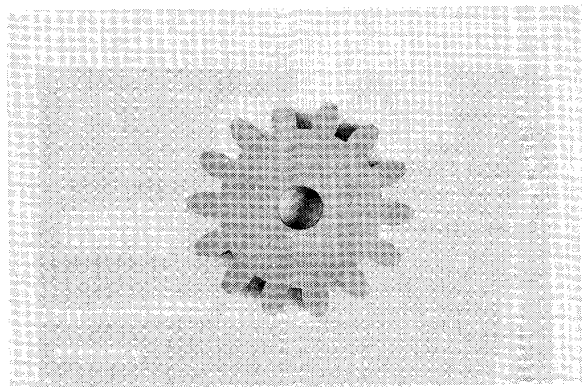


写真1. 放電加工によって作製したセラミック繊維強化セラミックスの歯車

（昭和60年2月18日原稿受付）

の例を示す。

放電加工速度は超硬合金の場合と大体同じであり、金属加工と比べて加工用電極の消耗が極めて少なく、深く穿孔した場合にも直径や形状が変化しないという長所もある。加工面はダイヤモンド工具で精密研削したものに比べれば粗いが、複雑な形状の型抜きが一度にできることや、彫り込みも可能であることから、セラミックスの加工の今後に新しい分野を拓くものと思われる。

2. セラミックスの接合

大型で複雑な形状を有するセラミックスを、一体のものとして作ることは現実には極めて困難であり、部分に分けて作ったものを接合しなければならない。またセラミックスの脆さを乗り越える手段として、硬さや耐摩耗性など、セラミックスの特性を必要とする部分にのみこれを使用し、その他は金属で作ることが必要であるが、この場合にもセラミックスと金属の間の強固な接合が必要である。また接合の作業は可及的に簡単なことが望まれる。大工試で開発した方法は、銅またはその化合物、または銀化合物をろう剤として使用し、空気中における加熱のみでセラミックスの表面に金属の層を強固に付ける（メタライジングと呼ばれる）方法である。特別の装置を必要とせず、また接着の強度も十分に高いことから、ニューセラミックスのメーカー、ユーザーの関心を惹き、いくつかの製品が作られるに至っている。写真2、3にその例を示す。写真2中央の白板はアルミナで耐摩耗ライニングとして使用するため、取り付け用の鉄のボルトが接着してある。アルミナに銅メタライジングを施し、ボルトとはろう付けしたものである。他の製品も大体同じ方法で作られている。

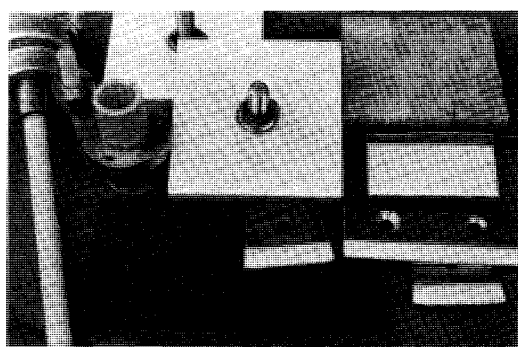


写真2. セラミックスと金属の接着製品

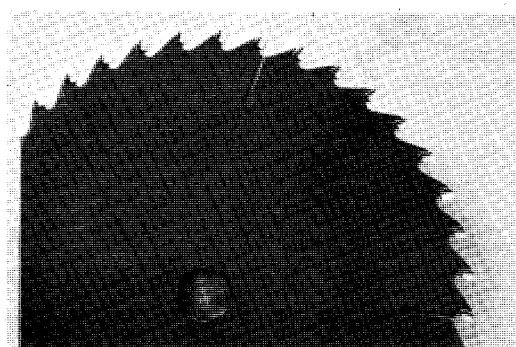


写真3. アルミナチップを台金に接着した丸のこ

る。写真3はアルミナのチップを台金に接合した丸のこである。木材、合板、アルミニウムの切断に用いて超硬合金のチップソーの2倍以上の寿命が実証されたが、接着部には何らの問題も発生しなかった。

窒化けい素や炭化けい素など非酸化物系セラミックスの接合については今まで有効な方法が無かったが、ふっ化物によるろう付けで接合に成功している。これの室温接合強度は30kg/mm²以上にも及ぶ。

3. 赤外透過ガラスの無容器溶融

非可視域、特に赤外域で優れた透過特性を持つガラスを、宇宙空間の無重力状態で容器（るつぼ）を使用せずに溶融することを目標とするもので、我が国が昭和62年に実施を計画しているスペースシャトル搭載実験の一つに予定されている。

赤外透過ガラスは手術等に用いる強力赤外レーザー光の伝送路として必要なものであるが、通常のガラスと組成が大きく異なり、るつぼを使用して普通に溶融すると、るつぼの侵食による汚染や、冷却する際にるつぼ壁で始まる失透（結晶化してガラスで無くなること）を起こし易い。宇宙空間でガラスを作製すると、無容器溶融すなわちガラスだけを空中浮揚させた状態で溶融操作が行える。したがって容器とガラスの接触に基づく汚染や失透を避けて、高純度高均質のガラスを得ることが期待される。

宇宙空間でのガラスの溶融は図1に示すシステムで行われる。すなわち、音波で試料を空間の所定位置に浮遊固定し、赤外線加熱によって溶融する。現在は地上予備実験としてガラス組成の決定

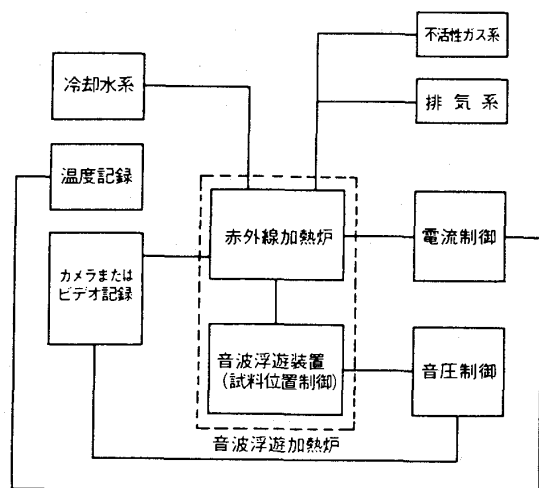


図1. ガラス熔融システムの概要

と赤外線加熱方式による熔融技術の確立に関する検討を行っている。

4. 石英ロッド照明光伝送路

太陽光を住宅、地下街などへ導くことによって省エネルギーや日照問題などの解消を図ると共に人工光を高所、漏電性環境、爆発性ガス環境、放射線環境などへ伝送することにより、照明系の保守管理の簡便化、安全化に供するための可視光の伝送路である。同じような目的のため光ファイバーの束が用いられている例もあるが、伝送効率や価格の面で問題がある。大工試で試作に成功した伝送路は直径約10mmの石英ロッドを用いるもので、伝送効率の向上はもちろん、価格的にもかなり安くなるものである。

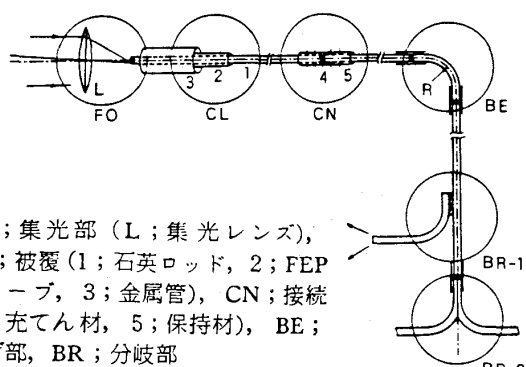


図2. 伝送路概略図

伝送路の概略図を図2に示す。焦点距離が1mのフレネルレンズにより太陽光を集光し、フィルターで熱線や紫外線を遮った後、口径約12mmの

伝送路受光端に光を送り込む。太陽像の大きさは直径約10mmなので、ロッド型伝送路は100%の有効受光断面積を持っており、ファイバー束と比べて有利である。伝送路の構造は中心の石英ロッドをふっ素樹脂チューブで緩く被覆した状態で、保護のため全体を金属管に納めてある。伝送路は敷設建造物との熱膨張差を考慮して、適当な可撓性と伸縮性を持つ接続部によって順次接続される。また適宜、曲げ部を介して照明個所へ光が伝送される。また途中で必要に応じて分岐部を入れることもできる。

これらの技術を総合して直線部9m、接続部3個所、曲げ部2個所を含む全長約10mの伝送路を構成したところ、伝送効率約47%という結果が得られた。現在のところ伝送路の価格は大部分が石英材によって占められており、かなり高価につくが、将来は被覆材と合わせても1m当たり1万円程度になると期待される。また伝送効率も石英ロッド表面の傷や汚染の低減によって、また接続材を一層耐光性に富み、高屈折高接着力の材料に改良することによって、10m当たり70%程度にまで改善されると予想される。また用途も単に照明用としてのみならず、植物栽培や光合成あるいはエネルギー輸送など、光エネルギー技術へ向けての応用開発が期待される。

5. IVD法によるc-BN膜の作製

IVDは Ion and Vapor Deposition, c-BNは, cubic Boron Nitrideである。c-BNはダイヤモンドと同程度の硬さを持ち、耐酸化性、耐熱性ではダイヤモンドよりも優れている超硬材料である。この場合のIVDは金属ボロンを電子銃で蒸着させると同時に窒素イオンを照射することによってc-BN膜を合成することである。この方法の特徴はイオンの電流値や加速エネルギーによって基板固体表面層の改質状態や膜の組成比を自由に制御できることである。またスパッタ現象が起こるよりも高いエネルギーに加速したイオンを用いるので、これの注入効果を十分生かすことができ、基板と膜の間に新しい中間層が形成されて、膜の密着強度も高い。

装置の概略を図3に示す。

大工試ではIVD法によって窒化物膜や炭化物膜を作製する研究を行っているが、c-BN膜の合成

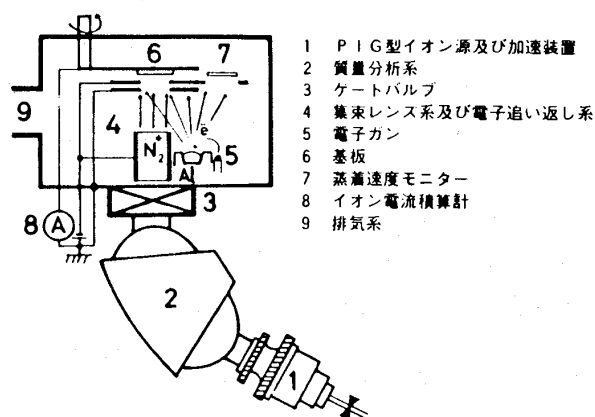


図3. IVD装置の概略図

に成功した。通常この物質を合成するには5万気圧の超高圧と、1,500℃の高温が必要であり、これの低压合成は理屈から極めて困難である。

IVD法は従来の薄膜形成法が、基板や膜の表面

上で化学的相互作用によって化合物を堆積して行くのに対し、高エネルギーのイオン(例えば40 keV)を使用するために膜の中でイオンと蒸着原子の化学的作用が起きるという機構によって膜が成長する点異なる。イオンは止まる直前にそれが持っているエネルギーをすべて放出するため、その近傍は高温になり、また蒸着原子で囲まれた中にイオンがめり込むことによってその周囲には高圧の状態が生じると考えられる。これによってc-BNの合成に必要な高温高圧条件を膜中に出現しているのであろう。

IVDは薄膜形成のみならず、表面改質及び加工技術として、超電導性表面層の作製、触媒活性材料の開発、材料表面の耐摩耗性や耐食性の改善、超硬工具材料へのコーティングなど、広い分野にわたる応用が期待されている。

入 会 者 名 簿

- 正 会 員** 福田嘉夫(全日空), 小林 隆(東京電力), 角田哲也(大島商船高専), 柳原正道(大阪ガス), 田中昭生(IHI), 宮原 豊(小松製作所), 福沢益人(天竜社), 斉藤 進(東京理科大), 土井宣男(三井造船), 山本 猛(日本触媒), 光本久司(日産自動車), 佐藤 知(日立製作所), 畑田真一郎(防衛庁)
- 学生会員** 森 修一(武蔵工大)
- 賛助会員** 合同石油開発(株), 新日本製鐵(株)

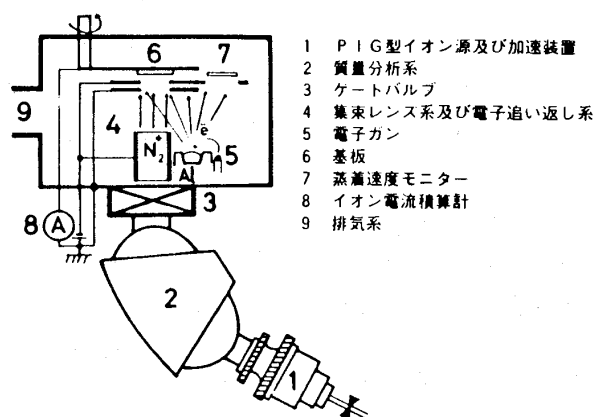


図3. IVD装置の概略図

に成功した。通常この物質を合成するには5万気圧の超高圧と、1,500℃の高温が必要であり、これの低压合成は理屈から極めて困難である。

IVD法は従来の薄膜形成法が、基板や膜の表面

上で化学的相互作用によって化合物を堆積して行くのに対し、高エネルギーのイオン（例えば40 keV）を使用するために膜の中でイオンと蒸着原子の化学的作用が起きるという機構によって膜が成長する点異なる。イオンは止まる直前にそれが持っているエネルギーをすべて放出するため、その近傍は高温になり、また蒸着原子で囲まれた中にイオンがめり込むことによってその周囲には高圧の状態が生じると考えられる。これによってc-BNの合成に必要な高温高圧条件を膜中に出現しているのであろう。

IVDは薄膜形成のみならず、表面改質及び加工技術として、超電導性表面層の作製、触媒活性材料の開発、材料表面の耐摩耗性や耐食性の改善、超硬工具材料へのコーティングなど、広い分野にわたる応用が期待されている。

入 会 者 名 簿

正 会 員	福田嘉夫（全日空）、小林 隆（東京電力）、角田哲也（大島商船高専）、柳原正道（大阪ガス）、田中昭生（I H I）、宮原 豊（小松製作所）、福沢益人（天竜社）、斉藤 進（東京理科大）、土井宣男（三井造船）、山本 猛（日本触媒）、光本久司（日産自動車）、佐藤 知（日立製作所）、畑田真一郎（防衛庁）
学生会員	森 修一（武蔵工大）
賛助会員	合同石油開発㈱、新日本製鐵㈱

第22回D.O.E. ミーティングが1984年10月29日から11月2日までの5日間、米国ミシガン州ディアボーンで開催された。筆者はこの会議に参加する機会を得たので概要を報告する。

ディアボーンは5大湖ほとりのデトロイト郊外にあり、通常ならこの時期相当厳しい寒さが予測されるが、この冬は暖冬とかで持参したコートも使用せずじまいだった。

D.O.E. ミーティングは正式にはAutomotive Technology Development Contractors' Coordination Meetingといい、エネルギー省から委託を受けた研究所、企業が毎年研究成果を報告する場である。研究内容は乗用車用ガスタービン、乗用車用スターリングエンジン、Heavy

Duty Transport Technology 及びセラミックスの分野に分れており、今回の発表は初日がアルコールエンジンに代表される石油代替燃料、2日目がスターリングエンジン、3日目が輸送車用エンジン、4日目の午前中がガスタービン、4日目の午後から5日目が先端材料技術に割りつけられている。報告の発表件数は代替燃燃13件、スターリングエンジン12件、輸送車技術12件、ガスタービン3件、先端材料19件である。このように時間の割に発表件数が多く、しかも発表時間のうち進捗報告、研究日程の報告にかなりの時間を費やしているため、技術内容にはやや物足りなさを感じた。

さてガスタービンに関する発表であるが D.O

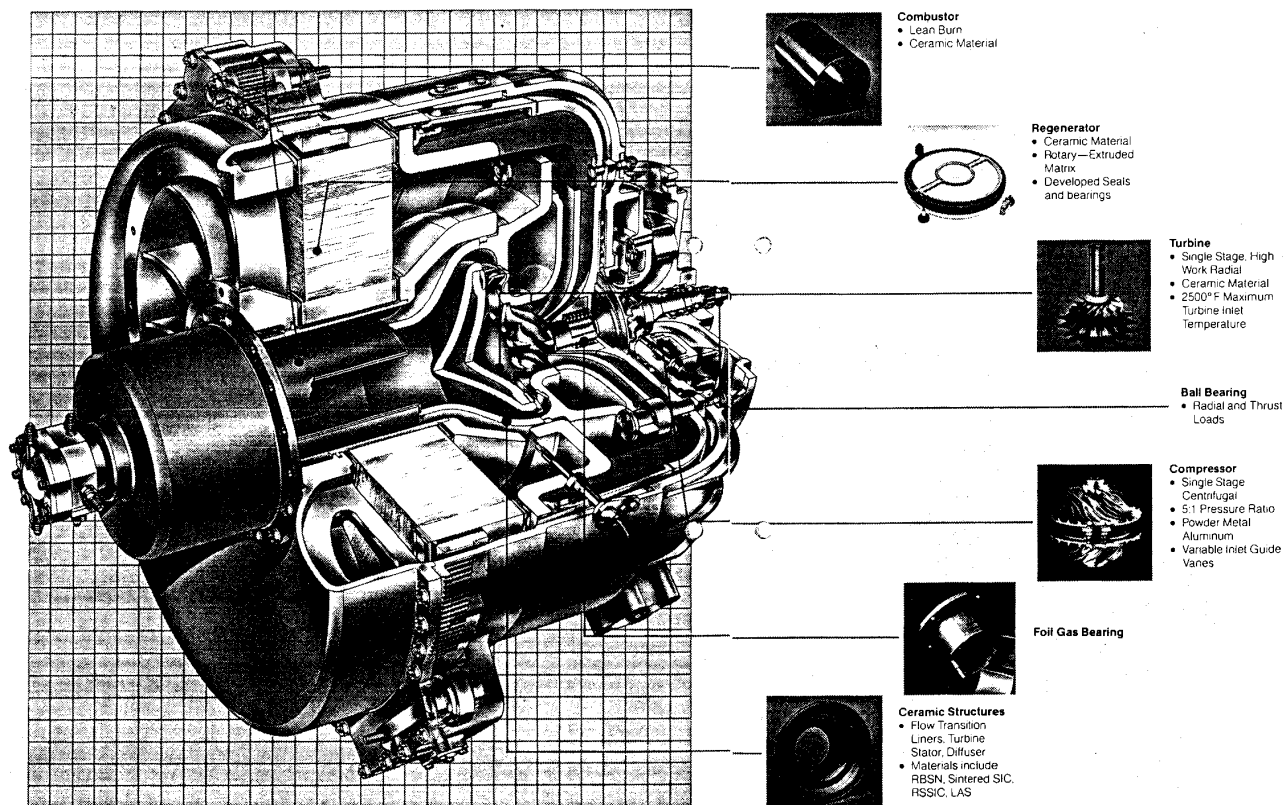


図1 AGT101 POWER PLANT

(昭和60年1月23日原稿受付)

.E. のプロジェクトは

- (1) ガソリンエンジンより30%以上の省燃費
- (2) 排気ガス規制をクリア
- (3) 多種燃料が使用可能
- (4) 競争力のある初期並びに総コスト

を目標とし、周知のように1軸ガスタービンAGT 101をフォード、ギャレットが、2軸ガスタービンAGT100をアリソン・ガスタービン・オペレーションズ(旧デトロイト・ディーゼル・アリソン)とポンティアックが担当している。今回AGT101についてはギャレットから、AGT100についてはアリソン・ガスタービン・オペレーションズから発表があった。

AGT101は1800°Fから2100°Fとタービン入口温度を上げて運転を実施。これには55点ものセラミック部品が含まれているがタービンロータは金属製で代用している。セラミックロータはエアリサーチキャスティング、フォード、日本碍子等で製作しており、前二者はスリップキャスティングで成形している。コールドスピントストでは定格の15%増の115,000 rpmまで破壊しないものまで得られているものの、実機では通常運転域で翼振動

によって破損している。軸系は油膜式スラスト軸受を採用し、安定化した。

一方AGT100はアセンブリにしてトータル223時間運転しており、このうち156時間が高温テストである。さらに1時間は最高回転で運転しているが、タービン入口温度は1900°F、出力は35HPと定格条件での運転はまだ実施していない。AGT100は2軸式であり、AGT101に比べ、タービンロータはやや小型である。セラミックロータはカーボランダム社等射出成形品を中心にテストを実施しており、スピントストでの平均破壊回転数は定格の15%増の99,300 rpmを得ている(図3)。

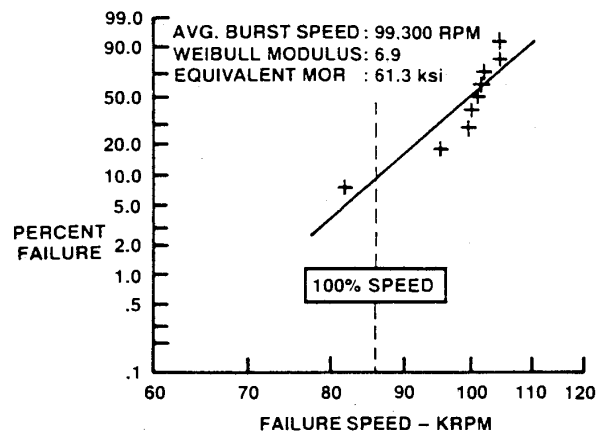


図3 AGT 100 セラミックロータスピントスト結果

他に特記すべき事としては可変形状の燃焼器を開発し燃焼可能域を広げたこと、燃焼器並びにタービンのバックプレートにSiC繊維強化セラミックスを採用したこと、そしてAGT101同様にジェネレーターのシールを改良したことが挙げられる。またセラミックロータと金属シャフトとの接合には中間に金属スリーブをそう入し、更にジルコニアの緩衝剤をはさむ等苦心のあとがうかがえる。

以上のように両プログラムとも着実に進展はしているのであろうが、セラミックロータをはじめ実用化までにはまだ多くの課題を残しており、相当長い期間を要すであろうという印象を受けた。

この他ガスタービンに関して西独の科学技術省からの特別報告があった。フォルクスワーゲンが130 HP、ベンツ 200 HP、MTUが400 HPのガス

Horsepower: Maximum 100 HP (60°F/15°C inlet), 86 HP (85°F/29°C inlet) Average driving cycle HP = 11 HP	Airflow: 0.76 pounds per second at maximum power 0.22 pounds per second at idle	Specific fuel consumption (SFC): .326 pounds per horsepower hour at maximum power .317 pounds per horsepower hour (minimum SFC at 65% power)
Base engine weight: 300 pounds	Exhaust gas temperature: 550°F (287°C) at maximum power 220°F (104°C) at engine idle	Output shaft: 3060 RPM maximum
Base engine size: 22 inches long 23 inch diameter	Fuels: Diesel fuel no. 2 (development), liquid fuels such as alcohols, tar sand, oil shale and coal derived fuels, and "broad cut" petroleum fuels	Gear box reduction: 22:2:1

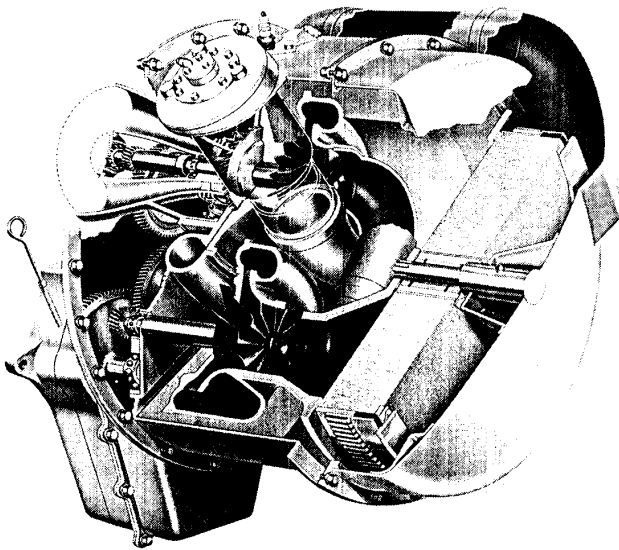


図2 AGT100 Two-shaft regenerative turbine

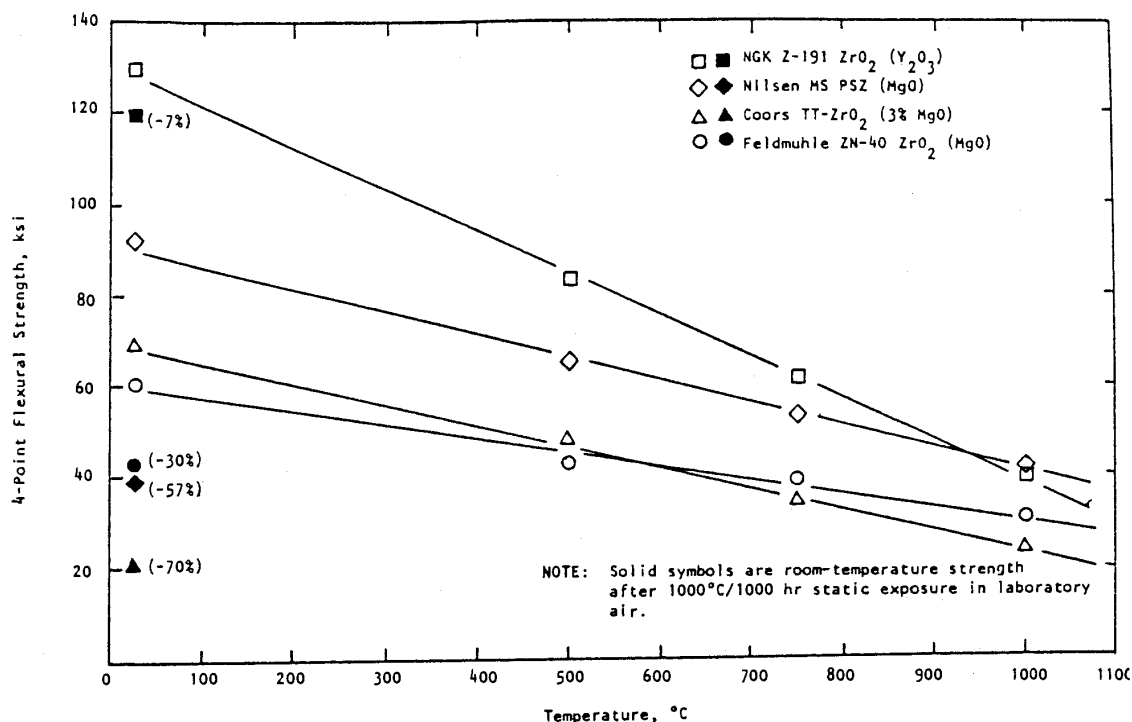


図4 Flexural strength of zirconia

タービン開発の契約社となっている。このうちベントは乗用車に搭載し、アウトバーンで走行テストを実施中である。

セラミックス関連の発表のときは非常に盛況であり、世界中でいかにセラミックスに関心が高いかを痛感した。また発表件数も多く、内容も最も充実していたように思う。

発表には部分安定化ジルコニアの特性値の評価、コーティングの種類と特性、非破壊検査法、強化セラミックス等が含まれている。以下注目されたものを記す。

IIT研究所を始めとして部分安定化ジルコニアではMgO添加剤を加えたときの特性を調査した発表が目立った。部分安定化ジルコニアの添加剤としてはY₂O₃が一般に知られているが、これは温度による強度低下が大である。これに対しMgO入りのものは常温強度では劣るものの、温度による強度低下が少なく1000℃あたりでY₂O₃入りのものと逆転する(図4)。ガスタービン用としてはMgO入りを有望と考えているのであろう。

またセラミックスの脆性を粒子、繊維によりカバーしようとする研究も多く見受けられた。オー

クリッジ国立研究所から発表されたParticulate Toughened Ceramicsの研究もその一つである。これはセラミックの中に0.1~2μmの金属等の粒子を混入したときの特性を調べたもので、例えばアルミナの中へクロムの粒子を1~8%混入すると破壊じん性(K_{IC})は4~5 MPa√mであったものが7~8 MPa√mに増加する。ただし

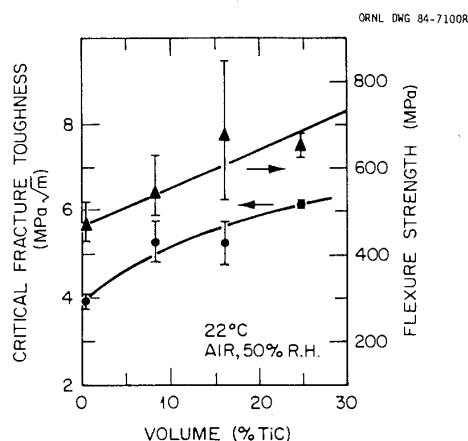


図5 Both 4-point flexure strength and critical fracture toughness increased with TiC content for SiC/TiC 1% Al and 1% C hot-pressed composite sites

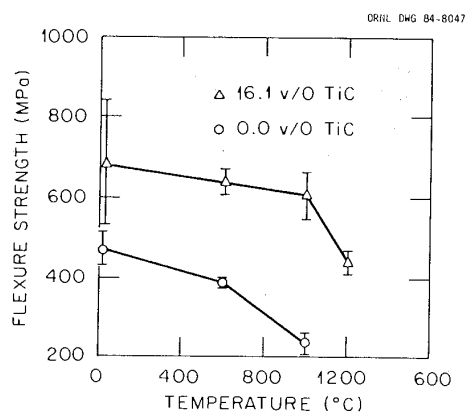


図6 The high-temperature strength of SiC/16.1 vol % TiC/Al and C hot-pressed composites was higher than the base SiC/Al and C material

破壊強度は46%に低下している。一方SiCにTiCの粒子を混入したものはKicも強度も向上するという結果が得られている(図5, 6)。また同じオークリッジ国立研究所からSiCのウイスカ強化アルミナを常圧焼結で製作し、これまでのホットプレスと同等の性能が得られたという報告もなされた。このことによりウイスカ強化セラミックスの適用分野は広がるものと期待される。

これらのテストのために日米の多くのセラミックメーカから試料が供出されているわけであるが、この会議の場でメーカの優劣が数値となって発表される。セラミックメーカにとっては成功すればかっこうの宣伝となるが、一步間違えばイメージ

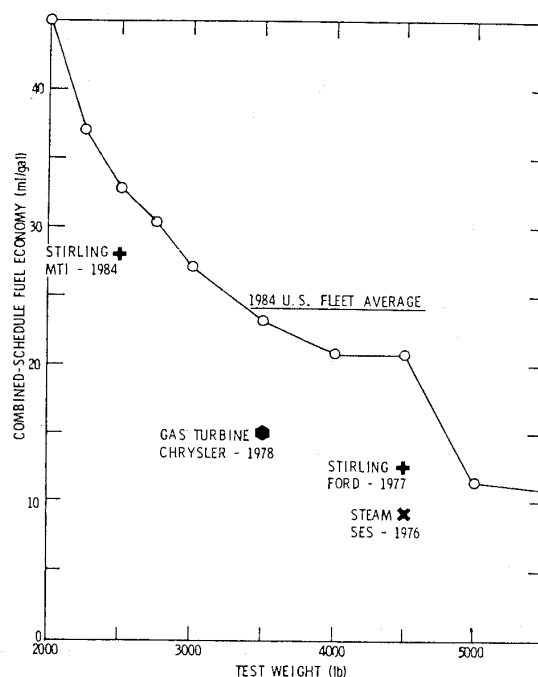


図8 走行燃費

ダウンにもつながりかねない厳しい試練の場となっている。

参考のためにスターリングエンジンについて一言述べておくと、乗用車に搭載し走行テストを実施しているが、まだ加速性が悪く、燃費もガソリン車より劣る段階である(図7, 8参照)。

展示物はそれ程広くないホテルのロビーに並べられていた。出品物はスターリングエンジン搭載の乗用車, AGT100, それにタービンロータ等のセラミックのコンポーネントであり、特に目新しいものは見当たらない。

以上簡易ではあるがD.O.E.ミーティングの概要を記した。何かの参考になれば幸いである。

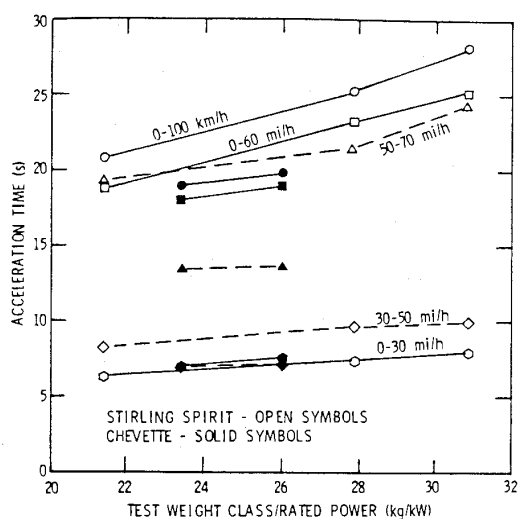


図7 スターリングエンジンの加速性



2 段過給小型高速ディーゼルエンジンの紹介 (小松製作所における開発例)

小松製作所 佐々木 洋 介

1. まえがき

中小型ディーゼルエンジンの過給化は、ガソリンエンジンにおける乗用車への適用より先がけ、地道な発展を遂げてきた。また、コンポーネントとしてのターボチャージャも、空力設計技術の向上、小型化、簡素化、信頼性の向上等の進歩には目ざましいものがあり、また、ターボ利用技術も向上して来ており、ターボと組合せたディーゼルエンジンも様々な可能性が期待できる。

その中で、大型船用ディーゼルでは高平均有効圧力(高BMEP)を得るための高過給化手段として一般化している2段過給を、小型高速ディーゼルに適用する方法も考えられ、種々文献発表も行われている。

今回、小松製作所では、7.13 lの小型直噴ディーゼルに、2段過給を適用し、小型高速作業船用高出力エンジンとして開発を行ったので、簡単にその内容を紹介する。

2. ディーゼルエンジンの高比出力化

エンジン比出力とは、排気量当たりの出力(PS/l)を指す言葉であるが、これの増大の方法としては高BMEP化と回転速度増加のいずれかを行う。

この機能展開を図-1に示すが、ガソリンエンジンに比べ、各部の強化設計を行っているディーゼルエンジンでは、慣性力増大等を伴うため、回転速度の増加は不利であり、高BMEP化に選ぶのが最も妥当といえる。高BMEP化は、限られた燃

焼室空間内で多量の燃料を燃焼させるのであるから、高過給化が必須であり、これに伴って、機械的負荷、熱負荷、噴射量の増加および高効率燃焼などへの対応も十分行われなければならない。

これらのなかで、特に高過給化に限って考えると、現状手段である1段での排気ターボ過給が、高過給化を進めていくなかで、幾つかの欠点を持っており、これに対する処置に排気ターボ過給の2段化が有効であると考えられる。

3. 2段過給の利点

高過給を行うための手段として、2段過給を採り上げた理由は、次のように大きく三つに分けることができる。

(1) 1段過給で高圧力比をうるには、ターボコンプレッサの翼周速を上昇する必要がある、そのために回転速度、または翼径の増加のいずれかを行うが、翼強度の限界があるため、ある一定値以上は設定できない。

この値の目安として、廉価なアルミ系材料で、実用上、最大圧力比3、または翼周速で550m/sが

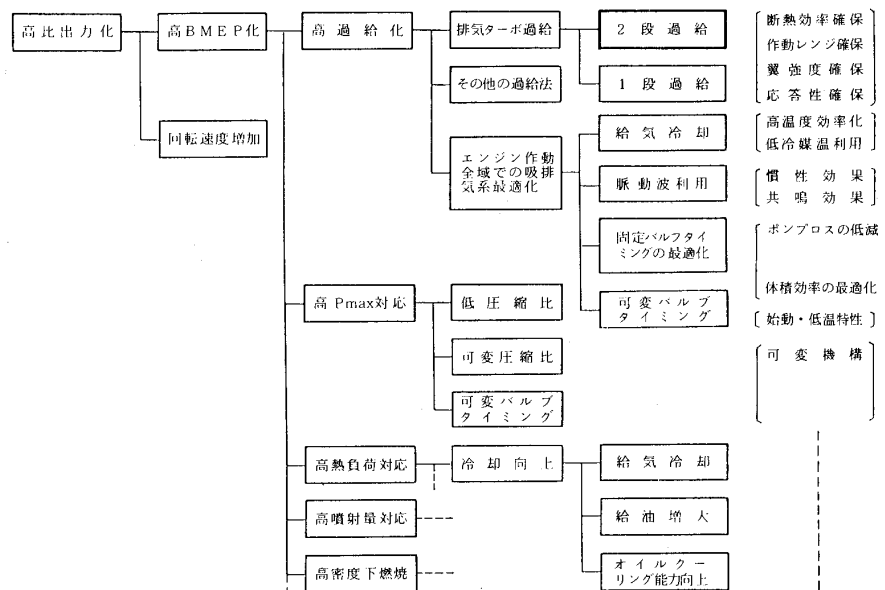


図-1. 高比出力化の機能展開

(昭和60年1月23日原稿受付)

限度といえる(図-2, 3)。また、バックワードタイプは、この値よりさらに低い値を設定しなければならない。これに対して2段過給では、各段圧力比の積が総合圧力比として与えることができるため、各段の翼、軸受の負担は少ない。

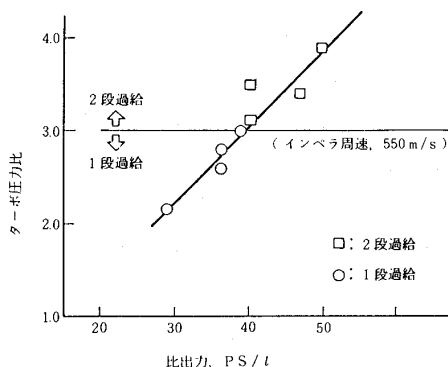


図-2. ターボ圧力比から見た1段過給の限界と比出力、ターボ圧力比よりの検討

(2) 1段過給で高圧力比域までターボコンプレッサの高効率を維持しようとする、空力設計上コンプレッサマップ上のサージマージンが狭くなり、エンジン作動域を制限させる。

これに対して2段過給では、各段の作動は、圧力比の低い範囲で十分であるため、各段は高効率を楽に得られ、その総合効率は、各段の加算平均

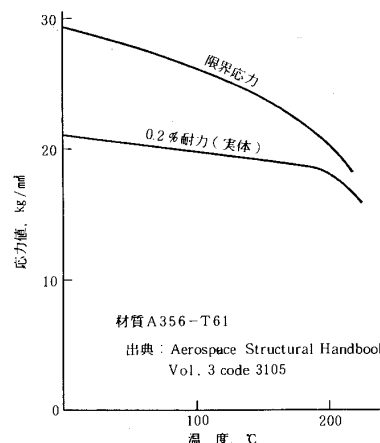


図-3. コンプレッサ用アルミ材料の機械的強度

であるため有利である(図-4)。

(3) ターボロータの慣性モーメント増加は、エンジン加速応答性を悪化させるが、1段過給による高圧力比化は、翼径増が必要となり、翼径の5乗で与えられる慣性モーメントを著しく増加させるため、不利といえる。個々の慣性モーメントの小さい2段過給では、タービンノズル(A/R)の高、低圧段の選択も比較的自由であり、加速応答性を支配する高圧段側のタービンノズルを可能な限り絞ることにより、1段過給よりも加速応答性を改善できる(図-5)。

4. 2段過給システム構成

2段過給のシステム構成は、低圧段、高圧段の

各ターボおよび段間のインタクーラ、アフタクーラの4要素が考えられるが(図-6)、インタクーラなしで、アフタクーラの冷却を、エンジン冷却水で行う3要素タイプがベースエンジンとの部品共通化を図ることができ、一般的である。また、4要素タイプの給気冷却効果をいっそう高めるために、水道水、海水など20℃前後の冷媒を両クーラに用いるシステムも考えられ、給気充てん効果、高圧段翼強度の確保、内部部品熱負荷の低減を同

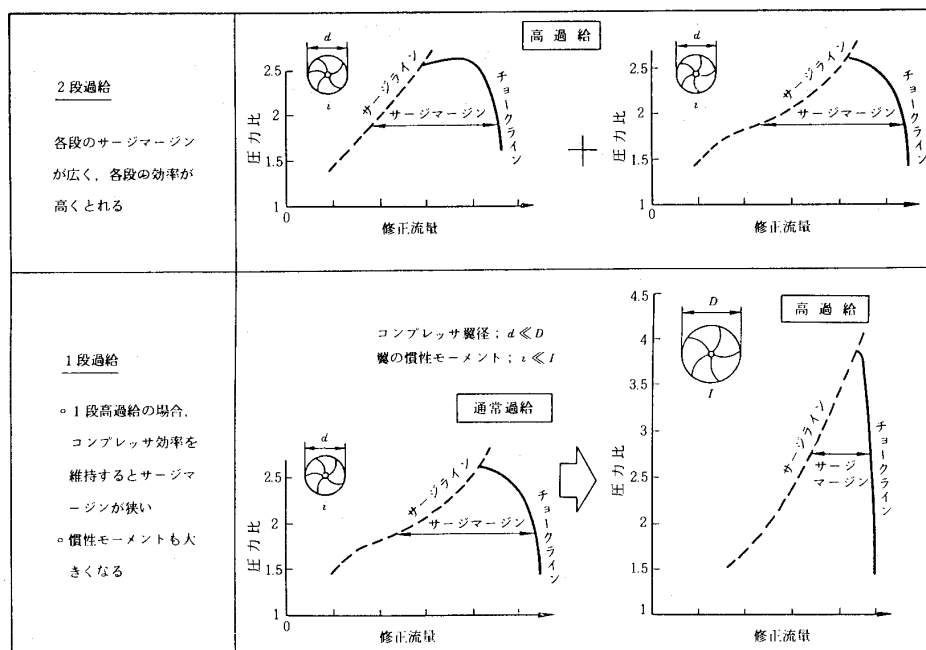


図-4. 同高圧力比を1段過給と2段過給により得る場合の比較

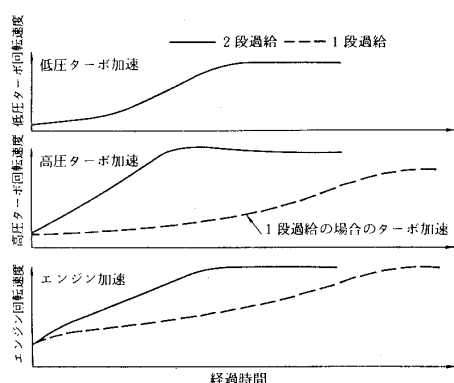


図-5. 1段VS 2段過給の加速時間の比較
($L_i \rightarrow$ 定格点)

時に図ることができ有利である。

5. EM645TTA

以上の2段過給システムのうち、3要素タイプを適用し、当社では、小型船用エンジンとして“小松ターボ&ターボ”EM645TTAの開発を行った。

本エンジンは、1段過給エンジンである小松E

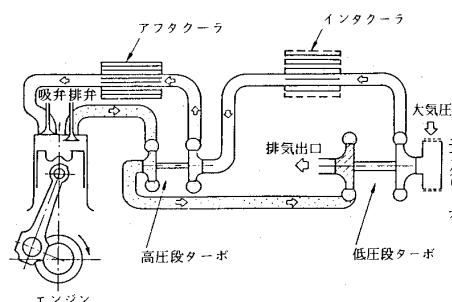


図-6. 2段過給システム構成

M645A-A(7.13l, 直噴, ターボ, アフタクーラ付き)をベースエンジンとして開発したものである。エンジン基本構造は同一とし、各部の設計特性値をにらみながら、極力部品共通化を図る設計思想を採り入れた。

写真1にエンジン外観, 図-7に断面図, 表-1にエンジン諸元を示す。

開発機は、定格出力300 PS/2600rpm, 排気量あたり出力42.1 PS/l(軸平均有効圧力14.6kg/cm²)と、このクラス最大の出力を達成している。

6. 過給機マッチングポイント

2個の過給機は、図-8のコンプレッサマップに示すとおり、個々の圧力比は、たかだか1.5~2程度の作動を行う。大気を吸引する低圧段は、流量範囲が高圧段より広く、作業時負荷曲線上の作動線は、マップ中央を横断する動きを示すのに対し、高圧段は修正マップ上では非常に狭い範囲を作動し、総合圧力比が高くなるエンジン高速高負荷部で、単段の圧力比が高くならず、さらに中速、高速とも、ほぼ一定の圧力比を保つ。

表-1. 機 関 諸 元

項	目	EM645TTA	EM645A-A
形	式	4サイクル水冷直列	←
燃	焼	直接噴射式	←
シリンダ数	ボア×ストローク (mm)	6-110×125	←
総	排 気 量 (l)	7.13	←
過	給 方 式	2段排気ターボ過給	1段排気ターボ過給
圧	縮 比	13.0	14.5
定格出力/回転速度	(PS/rpm)	300/2,600	250/2,600
最大トルク/回転速度	(kgm/rpm)	96/1,600	76/1,800
燃料消費率	定格点/最小 (g/PSH)	163/155	165/155
機関寸法	(長×幅×高) (mm)	1,249×822×1,036	1,249×782×1,048
機 関	乾 燥 重 量 (kg)	732	704
バルブ タイミング	吸 気 開	上死点前 30°	上死点前 18°
	吸 気 閉	下死点後 10°	下死点後 20°
	排 気 開	下死点前 60°	下死点前 40°
	排 気 閉	上死点後 30°	上死点後 12°
排 気	ターボ 高 圧 段	ギャレット社製TO4B	ギャレット社製TO4B
過 給	機 低 圧 段	ギャレット社製TV 61	—
給 気	冷 却 方 式	ジャケット水アフタクーラ	←
噴 射	ポン プ 形 式	PE-AD改形	PE-AD形
オ イ ル	ポン プ 形 式	歯車ポンプ圧送式	←
オ イ ル	クー ラ 形 式	5段プレート式	←
オ イ ル	フィル タ 形 式	フルフロー式	←
使	用 燃 料	軽油またはA重油	←
ス タ ー タ	出 力 (Vkw)	24 7.5	←

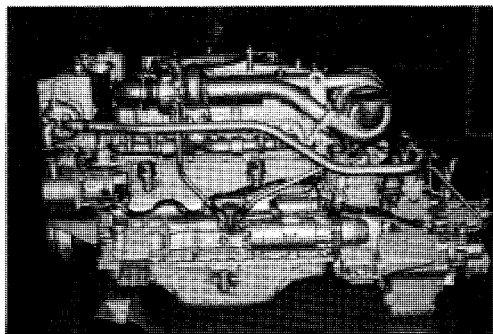


写真1. エンジン外観写真

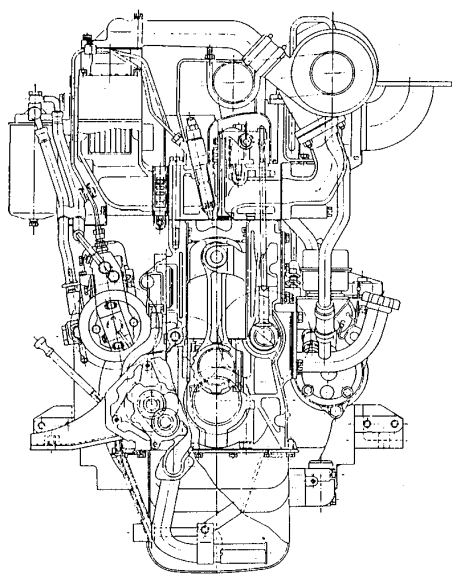


図-7. エンジン断面

7. エンジンバルブタイミング

過給機関一般にいえることは、低速運転時の過給圧力不足および高速高負荷時の過給圧力過大があげられる。特に後者は筒内燃焼圧力を上昇させ、必要以上の低圧縮比化および、信頼性上多くの問題を起こす可能性が高いため、本機では、バルブタイミング、特に吸気弁閉時期を早めることにより、高速高負時の体積効率低下によって筒内圧低下をはかった。

さらに、この処置は圧縮比低下分による始動性悪化を補う有効圧縮比増加効果をねらっても設定している。図-9にベースエンジンのバルブタイミングと比較して示す。

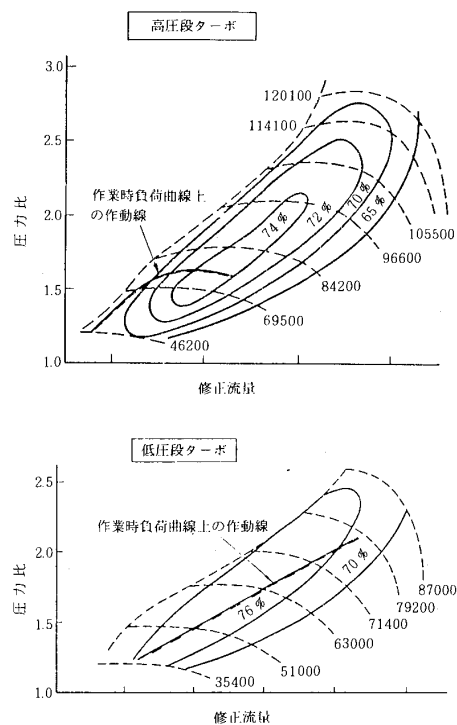


図-8. 過給機マッチングポイント

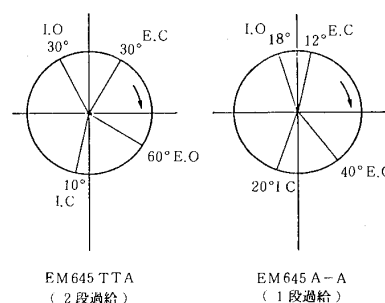


図-9. バルブタイミング比較

8. 信頼性・耐久性

高BMEP化による高比出力化は、機械的負荷と熱負荷の増大に対し対処が必要である。前者へは圧縮比の低下を行い、20%出力アップを行っても、 P_{max} の増大とならないよう配慮した。

これにより、シリンダヘッド、シリンダブロック、クランクシャフト、コンロッド、ピストン素材、ヘッドガスケットは、ベースエンジンと部品共通化が達成できた。熱負荷の増大、特に、燃焼室内部の熱負荷増大に対しては、給気温度の大幅な低下が有効であることから、アフタクーラコアをフィンチューブタイプより高密度フィンプレートタイプに変更し、図-10に示す温度低下をはか

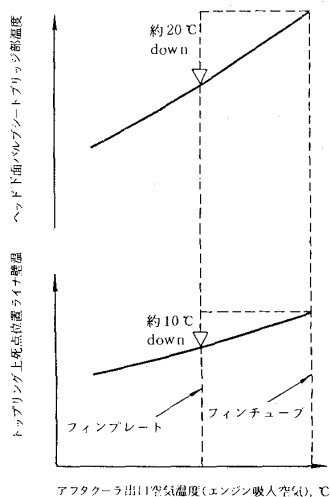


図-10. アフタクーラの効果(300 PS出力固定)

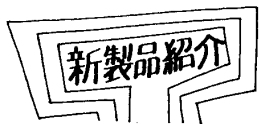
っている。また、高圧段ターボチャージャは、高密度高温ガスが通過することから、特に、急停止時のヒートソークバック現象等の高い熱負荷にも耐え得るよう、冷却効果の高いセンタハウジングを採用し、信頼性向上を行っている。さらに潤滑系統では、ピストン熱負荷の低減を図って、ピス

トンクーリング油量増大も行った。

9. あとがき

低圧縮比化による高BMEPディーゼルエンジンは、小型、軽量、コンパクトである点で、世界的な要求であるにもかかわらず、超低圧縮化(たとえば圧縮比10以下)した超高BMEPディーゼルエンジンは、①部分負荷時の効率、②加速・応答性、③始動性、低温特性の3項目を同時に満足することができず、現在、世界の主流エンジンとなり得ていない。これらの背景の中で、今回開発の2段過給エンジンは、大きな技術的ジャンプを求めることなく、どこまで高BMEP化できるかという立場で目標値を検討し、ベースエンジンに対し20%の出力アップを行った。今後、上記の難点及び高熱負荷を克服する、たとえば超軽量高温高強度材料、セラミックス等のコンプレッサ、タービン、エンジン燃焼室への適用などの技術が確立されれば、一段と高比出力化が進むと考えられ、その姿は本機の延長上にあるものと思われる。

本文が、今後の小型高速ディーゼルエンジンの研究開発の一助となれば幸である。



ダイハツTS-01(A)形ガスタービン

ダイハツディーゼル㈱ 長谷川 好 道
中 西 謙 一

1. まえがき

ダイハツディーゼル㈱は長年ガスタービンの開発に取り組み、昭和55年には非常用発電装置としてG-33形ガスタービンを完成させたが今回紹介するTS-01(A)形ガスタービンはG-33形をベースにして、より一層性能面で向上を計ったもので、独自の技術により開発されたきわめて信頼性の高い純国産のガスタービンである。

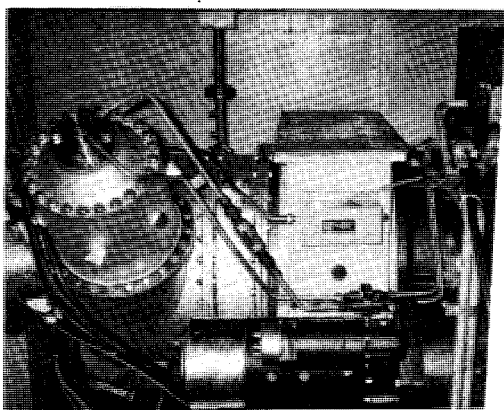


写真 1

2. 仕 様

TX形発電装置用ガスタービンTS-01(A)形は非常用のみならず、常用仕様にも対応できるように比較的コンサーバティブなサイクル最高温度を採用し、かつ小形軽量で、メンテナンスが容易に出来、信頼性の高いものとなっている。

TX形発電装置の主要諸元を表1に示す。一般的に言われているガスタービン固有の特長は備えているが、特に次の様な構造上の特長を持っている。

- (1) ローターアセンブリは分解組立が容易な様に各部品はカービックカップリングを介しセンタースポルトにより組立構成されている一軸形

である。

- (2) 軸受はダンピング効果の大きいティルティングパット式軸受を採用し、頻繁な起動、停止、および長時間の使用に充分耐える構造となっている。
- (3) 潤滑油は温度上昇を低くおさえられているので、劣化が少なく通常のタービン油を使用することができる。
- (4) 燃焼器は単筒逆流缶形を採用しており分解、点検が容易で多種類の燃料に対応出来るようになっている。
- (5) 軽量構造で且つ吸振、吸音効果を良くするためにケース類は全て特殊鋳物で構成されており、ガスタービン本体の原音も105 dB(A)程度と低くなっている。

表1 主要諸元

発電装置	定格出力(40℃)	300 ~ 1000 kW
	電 圧	440 V, 6600 V
	周 波 数	50 Hz / 60 Hz
	定常時周波数変動率	± 0.3 %
	瞬時周波数変動率	± 2.5 %
	起 動 時 間	40 秒以内
	起 動 方 式	電 気 式
ガスタービン	装 置 寸 法	4000(全長)×1800(全幅)×2200(全高)
	形 式	単純開放サイクル一軸形
	圧 縮 機	2 段遠心式
	燃 焼 器	単筒缶形
	タ ー ビ ン	3 段軸流式
	ガ バ ナ ー	電気油圧式
	主 軸 回 転 数	35000 RPM
	主 力 軸 回 転 数	1500 RPM / 1800 RPM
	燃 料	灯油・軽油・A重油
ギン	潤 滑 油	タービン油 2 種 VG32相当品
	減 速 機	平行軸式二段減速

(昭和60年2月20日原稿受付)

3. 構造

ガスタービン本体は減速機に片持支持されており、ガスタービン本体の温度変化による変形が拘束されないようになっている。ガスタービン本体と減速機は十分な強度と可撓性を持つクイルシャフトにて、また減速機と発電機はギャカップリングあるいはゴムカップリングにて連結されている。

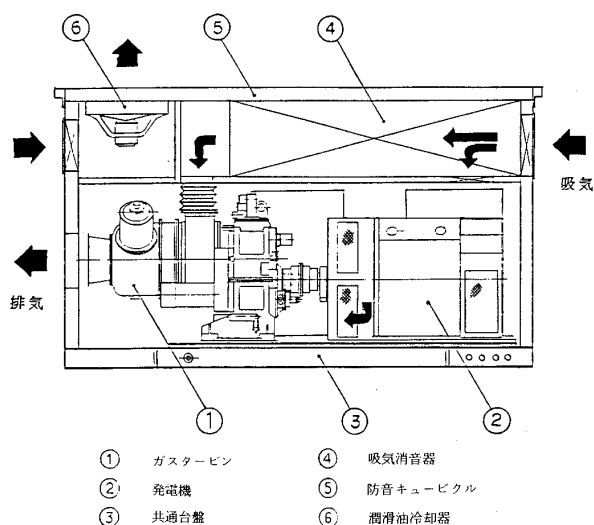


図1 発電装置キュービクル構成図

(1) 空気圧縮機部

インペラ、ディフューザ等は広い作動範囲と高い効率を得られるよう最新の空力解析法を用いて設計されている。コンプレッサーはインデューサ、インペラ、一体構造の精密鋳造部品である。

(2) 燃焼器部

スワラ、フレイムチューブ、エントリーボリユート等は薄肉の超耐熱合金板で、良好な空気の流れを考慮して且つ熱変形の起りにくい構造となっている。

(3) タービン部

タービンロータは翼部とディスク部とを一体形にしたニッケルベースの超耐熱合金による精密鋳造品である。翼形状は高い効率を得るよう充分に考慮された最適設計となっている。

(4) 回転体部

ローターアセンブリはその不釣合い量をき

びしく制限し不釣合い振動を小さくおさえている。危険速度も安全な運転ができるように定格回転数から十分はなれた値となっている。

(5) 減速機部

減速機は平行軸式二段減速を採用し、必要な出力軸回転数を得ている。主要歯車の材質は耐摩耗性の高い浸炭焼入鋼を用い、仕上精度はもちろん、歯面、歯形形状および嚙合状態について十分な考慮が払われている。

4. 性能

TS-01(A)型ガスタービンの単体性能曲線を図2に示す。本ガスタービンと625MW発電機を組み合わせるとして発電装置とした時の起動特性、全負荷投入および遮断試験のペンレコード結果を図3および図4に示す。

尚、速度制御方式はアイソクロナスである。

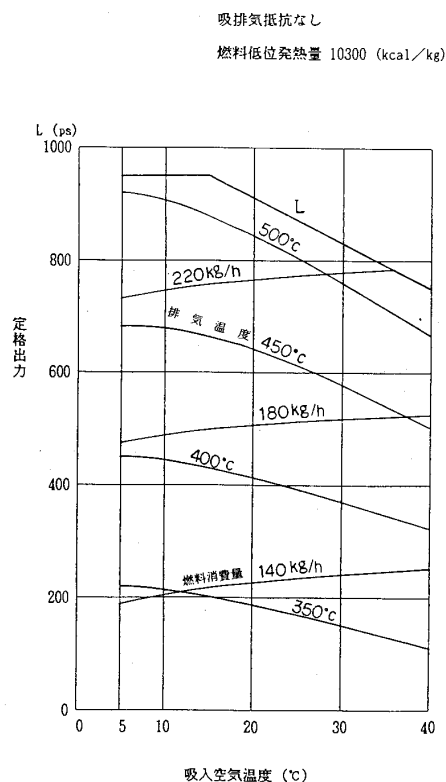


図2 TS-01(A)形ガスタービン性能曲線

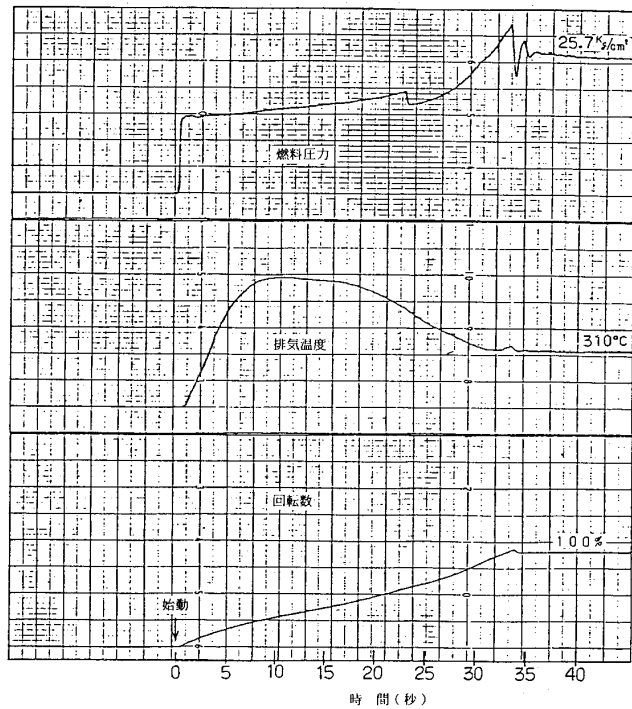


図3 起動特性

5. むすび

TS-01(A)形ガスタービンをベースに375 kVAから1250 kVAまで6機種のガスタービン発電装置TXシリーズを完成させ、その内の一部は既に日本内燃力発電設備協会の認定を取得している。今後より一層多様化するニーズに応えるため、各種のパワーシステムを構築すると共に出力範囲の拡大を計っていくことにしている。

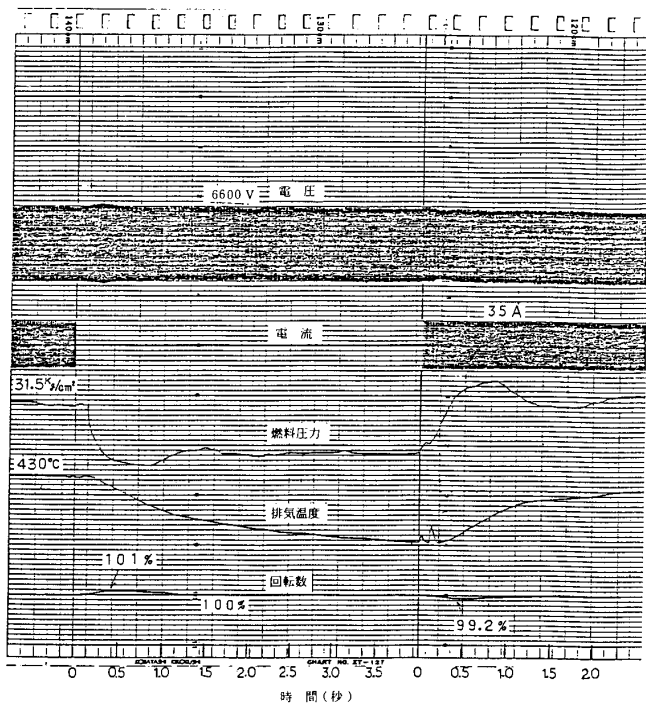


図4 負荷投入・しゃ断性能



編集委員会が始って以来と思いますが、著作権についての議論がかわされました。これは、さるメーカーからガスタービン学会誌の著作権についての問い合わせがあったからです。慌てて投稿規定を見直しましたが、著作権に関する規程はありませんでした。全く手抜きだったわけですが、これも、学会が Committee という親睦団体から出発した名残りかも知れません。他学会の実情等も調べて、なるべく早い時期に会員の利益を守ることを第1に、規定を作りたいと思っています。

本号の論説・解説欄には、前号に引き続き昨年7月蔵王で開かれた第1回特別講座の講義内容を骨子として、討論内容を加味して執筆いただいたものを2編掲載しました。会員の方々に特別講座に対する関心を高めていただき、第2回の特別講座にはより多くの方が参加されることを期待しています。

講義欄には、前号に引き続き「ターボ機械内部流れの数値解析(その3)」を掲載しました。今回は、大

宮司氏から石垣氏にバトンタッチされ、別の面から流れの解析手法を解説してもらいました。最終回では、再び大宮司氏にまとめをお願いする予定です。

もう1編の講義「燃焼のシミュレーション(その1)」は、第1回特別講座で水谷氏が講演された内容がもとになっています。燃焼関係で、シミュレーションについてはこれまで学会誌でとり上げた事がないので、講義として基礎から説明していただいた方がいいのではないかとの意見が編集委員会でお出され、2回の予定で水谷・香月氏に執筆をお願いしました。

さて、本号で昭和59年度の最終となります。残念だったのは、昭和58年3月号から始めた「Q&Aコーナー」へ1つも質問が寄せられなかった事です。会員相互のコミュニケーションを深めるために、このコーナーは格好の場とされますので、是非、お気軽に質問をお寄せ下さい。

(井上 誠)

事務局だより

空はどんよりくもってはいるものの、空気はもう春の気配が感じられる西新宿のビルの一隅です。

月日がたつのはほんとうに早いもので、またまた年度末が来てしまいました。4月までにあとわずかですが、その間に学会誌3月号の発行、見学会、会員名簿の発行とすべり込みセーフで新年度を迎えることになりそうです。会員名簿は、調査用紙で購入希望となされた方に請求書と共に、お送り申し上げることになっておりますが、新しく購入希望なさる方も事務局迄ご連絡いただければ、すぐお送り致します。

来年度もいろいろ新企画が予定されていますが、学会誌の会告にもありますように、11月に鹿児島で講演会を企画しておりますし、また昨年好評の特別講座も9月に箱根で開催予定です。6月の定期講演会も論文が28件も集まり盛況ですので、先の2つの行事も会員の皆様の多くの参加を期待しております。

3年振りの当たり年といわれている花粉症に悩まされながら、年度末の気忙しい毎日を過しておりますが、ご意見、ご要望などございましたら、お気軽に事務局宛ご連絡下さい。最近、キャッチホンにしたため、電話の呼び出し音が鳴りつづけていることもあると思いますが、留守ではございませんので、(留守の時は、留守番デンワがお答えします)悪しからずご了承下さい。

[A]



編集委員会が始って以来と思いますが、著作権についての議論がかわされました。これは、さるメーカーからガスタービン学会誌の著作権についての問い合わせがあったからです。慌てて投稿規定を見直しましたが、著作権に関する規程はありませんでした。全く手抜きだったわけですが、これも、学会が Committee という親睦団体から出発した名残りかも知れません。他学会の実情等も調べて、なるべく早い時期に会員の利益を守ることを第1に、規定を作りたいと思っています。

本号の論説・解説欄には、前号に引き続き昨年7月蔵王で開かれた第1回特別講座の講義内容を骨子として、討論内容を加味して執筆いただいたものを2編掲載しました。会員の方々に特別講座に対する関心を高めていただき、第2回の特別講座にはより多くの方が参加されることを期待しています。

講義欄には、前号に引き続き「ターボ機械内部流れの数値解析(その3)」を掲載しました。今回は、大

宮司氏から石垣氏にバトンタッチされ、別の面から流れの解析手法を解説してもらいました。最終回では、再び大宮司氏にまとめをお願いする予定です。

もう1編の講義「燃焼のシミュレーション(その1)」は、第1回特別講座で水谷氏が講演された内容がもとになっています。燃焼関係で、シミュレーションについてはこれまで学会誌でとり上げた事がないので、講義として基礎から説明していただいた方がいいのではないかとの意見が編集委員会でお出され、2回の予定で水谷・香月氏に執筆をお願いしました。

さて、本号で昭和59年度の最終となります。残念だったのは、昭和58年3月号から始めた「Q&Aコーナー」へ1つも質問が寄せられなかった事です。会員相互のコミュニケーションを深めるために、このコーナーは格好の場と思われますので、是非、お気軽に質問をお寄せ下さい。

(井上 誠)

事務局だより

空はどんよりくもってはいるものの、空気はもう春の気配が感じられる西新宿のビルの一隅です。

月日がたつのはほんとうに早いもので、またまた年度末が来てしまいました。4月までにあとわずかですが、その間に学会誌3月号の発行、見学会、会員名簿の発行とすべり込みセーフで新年度を迎えることになりそうです。会員名簿は、調査用紙で購入希望となされた方に請求書と共に、お送り申し上げることになっておりますが、新しく購入希望なさる方も事務局迄ご連絡いただければ、すぐお送り致します。

来年度もいろいろ新企画が予定されていますが、学会誌の会告にもありますように、11月に鹿児島で講演会を企画しておりますし、また昨年好評の特別講座も9月に箱根で開催予定です。6月の定期講演会も論文が28件も集まり盛況ですので、先の2つの行事も会員の皆様の多くの参加を期待しております。

3年振りの当たり年といわれている花粉症に悩まされながら、年度末の気忙しい毎日を過しておりますが、ご意見、ご要望などございましたら、お気軽に事務局宛ご連絡下さい。最近、キャッチホンにしたため、電話の呼び出し音が鳴りつづけていることもあると思いますが、留守ではございませんので、(留守の時は、留守番デンワがお答えします)悪しからずご了承下さい。

[A]

CALL FOR PAPERS

INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON TURBOMACHINERY PERFORMANCE DETERIORATION

ASME FLUID ENGINEERING DIVISION CONFERENCE

JOINT WITH AIAA

ATLANTA, GEORGIA, MAY 12-14, 1986

CONTRIBUTED PAPERS ARE SOLICITED IN THE FOLLOWING AREAS:

- PROBLEMS ASSOCIATED WITH ENVIRONMENTAL EFFECTS ON ENGINES.
- MULTIPHASE FLOWS IN TURBOMACHINERY.
- ANALYTICAL MODELS FOR PREDICTING PERFORMANCE DETERIORATION CAUSED BY AIRFOIL SURFACE ROUGHNESS BUILDUP, ROTOR BLADE TIP CLEARANCE WEAR AND BLADE CONTOUR EROSION.
- MECHANICAL DETERIORATION OF THE COMPRESSOR AND TURBINE. DOCUMENTATION FOR INSPECTION OF SERVICE PARTS.
- PERFORMANCE RETENTION
 - (a) Performance Retention Features and Trade-Offs Between Mechanical and Aerodynamics Designs.
 - (b) Improving Turbomachinery Performance Retention Through New Alloys.
 - (c) Means for Possible Engine Performance Recovery After Long Operating Time.

ACCEPTANCE OF PRESENTATIONS FOR THE SYMPOSIUM WILL BE ON THE BASIS OF 500 WORD ABSTRACTS AND COMPLETED PAPERS. ABSTRACTS SHOULD STATE THE PURPOSE, RESULTS AND CONCLUSIONS OF THE WORK PRESENTED.

PLEASE SUBMIT ABSTRACTS AND AUTHOR IDENTIFICATION TO THE SYMPOSIUM ORGANIZERS.

Dr. Widen Tabakoff
Dept. of Aerospace Engineering
& Engineering Mechanics
Mail Location #70
University of Cincinnati
Cincinnati, Ohio 45221
(513) 475-2849

Dr. C.T. Crowe
Dept. of Mechanical
Engineering
Washington State Univ.
Pullman, WA 99163
(509) 335-3214

Dr. David B. Cale, Director
Appl. Tech. Lab.
US Army Research & Tech. Lab.
Ft. Eustis, VA 23604
(804) 878-2400

ABSTRACTS ARE DUE JUNE 15, 1985. AUTHORS WILL BE NOTIFIED OF TENTATIVE ACCEPTANCE BY JULY 5, 1985. AUTHORS MUST THEN SUBMIT DRAFTS OF THEIR FINAL PAPERS BY SEPTEMBER 20, 1985 FOR REVIEW BY THE SYMPOSIUM ORGANIZERS. NOTIFICATION OF FINAL PAPER ACCEPTANCE WILL BE MAILED BY NOVEMBER 15, 1985. AUTHOR-PREPARED MATS OF THE COMPLETE PAPER, READY FOR REPRODUCTION, MUST BE SUBMITTED BY JANUARY 5, 1986. PAPERS ACCEPTED FOR THE SYMPOSIUM MAY ALSO BE SUBMITTED FOR REVIEW FOR PUBLICATION IN THE JOURNAL OF FLUIDS ENGINEERING. PAPERS PRESENTED AT THE SYMPOSIUM WILL BE AVAILABLE IN A BOUND VOLUME.

第13回ガスタービン定期講演会

共催 (社)日本ガスタービン学会 (社)日本機械学会
 期日 昭和60年6月7日(金)
 会場 機械振興会館 地下3階研修1, 2号室
 東京都港区芝公園3-5-8, 東京タワー前
 TEL 03-434-8211
 地下鉄日比谷線 神谷町駅下車, 徒歩5分
 次第 (講演時間20分, 討論時間5分 ※印講演者)

第1室(研修1号室)		第2室(研修2号室)	
9:00	座長 古閑昭紀(東芝) A-1 全面膜冷却効率に対する壁面曲率の影響 ※牧野雅樹(東大), 池山正隆(石川島播磨重工), 笠木伸英(東大), 平田 賢(東大), 熊田雅弥(岐大) A-2 凹面壁全面膜冷却の局所熱伝達特性 ※伊藤夏樹(岐大), 三矢輝章(日立), 熊田雅弥(岐大), 平田 賢, 笠木伸英(東大) A-3 ガスタービン翼背面の三次元吹出し膜冷却 ※吉川進三, 奥井良明(同志社大)	9:00	座長 石野寿生(日立製作所) B-1 改質メタノールのガスタービンサイクル 第3報 鶴野省三, ※八坂利己, 金子靖雄, 藤木司郎(防衛大) B-2 海底に圧縮空気を貯蔵する形式のピーク発電装置に関する研究 ※西 亮(宮崎大) B-3 東新潟火力発電所 第3号系列複合発電設備について ※橋爪保夫, 山下三千夫(東北電力)
10:15	座長 益田重明(慶大) A-4 流線解析法による遷音速軸流タービンの性能解析 ※高木俊幸(三井造船) A-5 超音速軸流圧縮機の流れ場の計算 若松逸雄, ※橋本孝明(名大) A-6 軸流圧縮機の性能に及ぼす抽気の影響 ※菅原 昇, 斎藤嘉夫, 大山耕一(航技研) A-7 任意の三次元翼列の速度分布と圧力分布について 一三次元等角写像法による一 ※徳永匡宜(セオールド宇宙工学研究所)	10:15	座長 佐藤幸徳(石川島播磨重工) B-4 連続流燃焼器内の流れと燃焼の研究 ※川口 修(慶大), 中村 直(日本鋼管), 兵藤克哉(慶大) B-5 ガスタービン筒形燃焼器出口断面での風速および温度分布とそれにおよぼす供試条件の影響 ※下平一雄, 田丸 卓(航技研), 久山利之, 高木浩一(川崎重工) B-6 ハイブリッド触媒燃焼器の研究 伊東正道(東京電力), ※古屋富明, 芳根俊行, 山中矢, 前田福夫, 肥塚淳次(東芝) B-7 120 MWガスタービン用低NOx燃焼器の開発 ※青山邦明, 萬代重実(三菱重工)
12:00	《特別講演》	12:00	座長 葉山真治(東大)
12:45	(仮題) ファインセラミックスについて	柳田博明(東京大学工学部)	
13:45	座長 森 建二(川崎重工)	13:55	座長 井上 誠(小松製作所)
13:55	A-8 電力用セラミックガスタービンにおける接合技術の研究 伊藤正道, 渡部教雄(東京電力), 長島義徳, 江波戸智, ※高木俊幸(三井造船) A-9 シャ熱コーティングの耐久性に対する考察 ※竹田博光, 鈴木隆夫, 伊藤昌行, 高橋由和(東芝) A-10 回転蓄熱式熱交換器のシール特性の解析 ※和泉隆夫, 佐々木正史, 伊藤高根(日産)	13:55	B-8 非失速領域に於ける不均一翼列振りフラッタ特性 ※藤本一郎(東大), 田中英穂(東海大), 花村庸治(東大) B-9 タービン翼列フラッタの環状翼列風洞実験(フラッタに及ぼす翼間振動位相差の影響) ※小林 紘(航技研) B-10 回転翼振動の非接触計測法の研究(第V報) ※松田幸雄, 遠藤征紀(航技研)
15:10	座長 菅 進(船研)	15:10	座長 永野三郎(東大)
15:15	A-11 セラミックタービンロータの開発 ※小林芳人, 中沢則雄(三菱重工), 稲垣登治(三菱重工) A-12 セラミック・ラジアル・タービン・ロータの強度評価(第1報 回転試験) ※佐々木正史, 和泉隆夫, 阿知波清次, 伊藤高根(日産) A-13 電力用セラミックガスタービンの開発方法について ※伊藤正道(東京電力) A-14 産業用ガスタービン用の一方凝固および単結晶ブレードの開発 ※田中照司, 末光 毅, 藤岡順三, 西山幸夫(川崎重工)	15:15	B-11 X線CTによるタービン冷却翼の非破壊検査の試み ※吉田豊明, 高原北雄(航技研) B-12 航空用ガスタービンディスクの非定常熱応力 ※小河昭紀, 祖父江靖(航技研) B-13 発電用ガスタービンの負荷しゃ断と最適制御 ※稲垣詠一(東京理科大) B-14 2段過給エンジン ※佐々木洋介(小松製作所)
16:55		16:55	

《参加登録について》

事前申込締切 5月10日(金)

- 参加登録費 事前登録 4,000円(学生会員 2,000円)
 当日登録 5,000円(学生会員 2,000円)
 会 員 外 10,000円
- 事前登録の方法 はがきに「第13回ガスタービン定期講演会申し込み」と明記し(1)氏名(2)所属学会(3)会員資格(4)勤務先(5)連絡先(6)送金方法と送金予定日を記入して, 下記宛てお送り下さい。なお, 著者も参加登録をお願いします。
 〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル
 (社)日本ガスタービン学会
- 送金方法 次のいずれかをご利用下さい。
 ・現金書留
 ・郵便振替 (東京7-179578, (社)日本ガスタービン学会)
 ・銀行振込 (第一勧業銀行西新宿支店 ①No.067-1703707, (社)日本ガスタービン学会)
- 講演論文集配布
 5月10日(金)までに入金の方には事前にご送付します。その他の方には当日会場でお渡しします。尚, 入会申し込み, 参加登録も当日受けつけますが, 準備の都合上なるべく期日までに申し込み下さい。

《懇親会案内》

第13回定期講演会終了後, 会員各位の親睦をはかり, ご懇談いただくため下記のような懇親会を開催致すことになりました。お誘いあわせの上お気軽にご参加下さい。

日 時 昭和60年6月7日(金) 17:15~19:00
 会 場 機械振興会館 6階67号室
 参 加 費 無料 (登録者に限る)

＜第10期通常総会のおしらせ＞

標記総会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが正会員の皆様のご出席をお願い致します。



開催日時：60年4月26日（金） 13：00～14：15

会 場：機械振興会館地下2階ホール

議 事：主な議案は以下の通りです。

- 1) 昭和59年度事業報告の件
- 2) 同 決算報告の件
- 3) 昭和60年度役員選出の件
- 4) 同 事業計画の件
- 5) 同 予算の件
- 6) 名誉会員推薦の件など

尚総会終了後特別講演会を予定しております。

＜特別講演会のおしらせ＞

総会終了後下記の予定で特別講演会を開催致します。

○ 14：30～15：30

特別講演 “中国のガスタービンの現状”

講師 Dr. Chung-Hua Wu

（中国科学院工程熱物理研究所長）

○ 15：40～17：00

ASMEヒューストン大会報告

＜第10期通常総会のおしらせ＞

標記総会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが正会員の皆様のご出席をお願い致します。



開催日時：60年4月26日（金） 13：00～14：15

会 場：機械振興会館地下2階ホール

議 事：主な議案は以下の通りです。

- 1) 昭和59年度事業報告の件
- 2) 同 決算報告の件
- 3) 昭和60年度役員選出の件
- 4) 同 事業計画の件
- 5) 同 予算の件
- 6) 名誉会員推薦の件など

尚総会終了後特別講演会を予定しております。

＜特別講演会のおしらせ＞

総会終了後下記の予定で特別講演会を開催致します。

○ 14：30～15：30

特別講演 “中国のガスタービンの現状”

講師 Dr. Chung-Hua Wu

（中国科学院工程熱物理研究所長）

○ 15：40～17：00

ASMEヒューストン大会報告

＜第10期通常総会のおしらせ＞

標記総会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが正会員の皆様のご出席をお願い致します。



開催日時：60年4月26日（金） 13：00～14：15

会 場：機械振興会館地下2階ホール

議 事：主な議案は以下の通りです。

- 1) 昭和59年度事業報告の件
- 2) 同 決算報告の件
- 3) 昭和60年度役員選出の件
- 4) 同 事業計画の件
- 5) 同 予算の件
- 6) 名誉会員推薦の件など

尚総会終了後特別講演会を予定しております。

＜特別講演会のおしらせ＞

総会終了後下記の予定で特別講演会を開催致します。

○ 14：30～15：30

特別講演 “中国のガスタービンの現状”

講師 Dr. Chung-Hua Wu

（中国科学院工程熱物理研究所長）

○ 15：40～17：00

ASMEヒューストン大会報告

(社)日本ガスタービン学会 鹿児島地区講演会のお知らせ

毎年6月に定期講演会を開催しておりますが、これとは別に本年秋に標記講演会の開催を企画いたしました。東京地区以外での講演会は初めての試みですので是非共会員の皆様のご協力をお願いいたしたく存じます。

記

開 催 予 定 日：昭和 6 0 年 1 1 月 4 日(月) 講 演
 " 5 日(火) 工場見学
 開 催 場 所：鹿児島市内(未定)

講演申込みなどの詳細については本誌6月号でご案内申し上げます。

§ 行 事 予 告 §

○ 見 学 会

6 月 下 旬	新日鉄君津製鉄所
10月又は11月	帝人精機

○ 特別講座

9月12日, 13日 箱根 湖尻

“ 国産ガスタービン資料集 ”

統計，生産実績，仕様諸元

〔 1984年版 〕

発行のお知らせ

(社)日本ガスタービン学会では、国内ガスタービン関係各社・各団体機関の御協力を得て毎年日本国内で生産されるガスタービン（陸船用及び航空用）の資料を収集し、統計を作成して会誌に掲載しております。1979年には、これらの資料を集大成し広く会員の皆様の便に供するため“国産ガスタービン資料集”を発行して、好評を得ました。爾来、5年が経過しましたので、その間の豊富で有益な生産統計データを再び集大成し、ここに“国産ガスタービン資料集”〔1984年版〕を発行することと致しました。

この資料は約150頁（A4判）からなり、内容は次の3部で構成されています。

第1部 統計：毎年国内で生産された陸船用及び航空用ガスタービンの動向並びに出力、台数（全体、地域別、用途別、被駆動機械別、燃料別）などの統計資料を豊富に掲載。特に最近5年間の分を中心に、過去約40年間の経過も分るように図表にして、説明をつけて掲載。

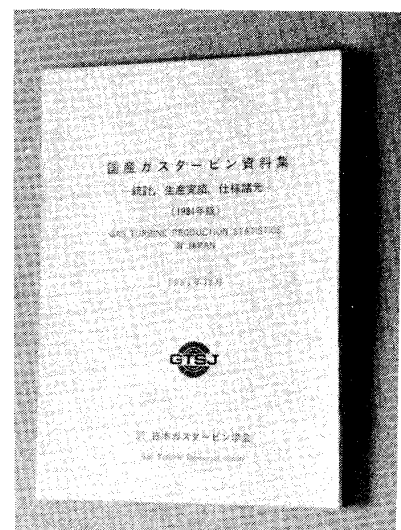
第2部 生産実績：最近5年間に国内で生産されたすべてのガスタービンの納入先、用途、仕様などを表にして掲載。

第3部 仕様諸元：各社で生産されるガスタービンの標準仕様諸元を表にして掲載。
ガスタービン関係者にとって、製造者・使用者・研究者等を含め広く御利用載けるものと確信しており、会員各位の申込をお願いいたします。尚、賛助会員の方には一括申し込み割引制度がございますので、事務局へお問い合わせ下さい。

記

1. 発行時期 昭和59年12月末
2. 価格 1冊につき6,000円（なお、送料は別に500円申し受けます。）
3. 申し込み方法 葉書により下記へ申し込み下さい。
4. 申し込み先

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル 402号
(社) 日本ガスタービン学会
〔 TEL (03) 365-0095 〕



January, 1985

IN THIS ISSUE:

- GTD Chairman Reports on Recent Executive Committee Meeting
- Reciprocal Conference Registration with 8th International Conference on Fluidized Beds
- 1985 Houston Gas Turbine Conference Program and Short Courses
- 1985 China Gas Turbine Symposium and Exposition
- 1986 Gas Turbine Conference and Exhibit To Be Held in Dusseldorf, Federal Republic of Germany



the gas turbine division newsletter

THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS



International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA
Telephone: (404) 451-1905
Telex: 707340 IGTC ATL

A.J. WENNERSTROM, TECHNICAL PROGRAM CHAIRMAN: 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition, People's Republic of China

Sponsored by:

Gas Turbine Division, The American Society of Mechanical Engineers

Symposium co-sponsored by:

The Chinese Society of Aeronautics and Astronautics
China National Aero-Technology Import and Export Corporation

The technical program for the 1985 Beijing Symposium to be held next September has developed into a program in size and quality rivaling some of the best we have ever held at past annual International Gas Turbine Conferences. Over 180 papers have been offered, 40% of which are from China. The International Gas Turbine Conference, now of thirty years standing, first reached this plateau only in 1978.

The distribution of papers is also similar to Gas Turbine Division's annual Conference with roughly 40% dealing with turbomachinery fluid mechanics; 18% concerning combustion and fuels topics; 11% dealing with structural and dynamic problems, and smaller percentages focusing on heat transfer, controls and diagnostics, and metallurgical topics. There are also a significant number of applications orientated papers with a large block of 19 concerning cogeneration and others on aircraft and marine applications and coal utilization. Emphasis has been placed on paper sessions; however, one panel session is planned on industrial turbo expanders. Also, at least two keynote speeches are currently envisioned.

It is certainly not too early to begin making plans to attend and participate in the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition, September 1-7. To assist in your planning, the ASME International Gas Turbine Center in Atlanta has additional information which may be ordered by mailing the coupon contained in the insert in this Newsletter.

We hope you will join us in Beijing next September.

G.K. SEROVY, CHAIRMAN, DISCUSSES RECENT EXECUTIVE COMMITTEE MEETING



G. K. Serovy, GTD Chairman

On January 10, ASME Gas Turbine Division's Executive Committee met in Atlanta, Georgia. As usual, we had more

than enough on our agenda for a one-day meeting. We heard from Howard Julien, Program Chairman, and Walter O'Brien, Review Chairman, about the 1985 Houston International Gas Turbine Conference's technical program. I commend them for their work in producing a well-balanced, high-quality program. Incidentally, all of us also want to thank each author, reviewer and session organizer for making this outstanding program possible.

Looking ahead to the Fall of 1985, we continued to develop plans for the Beijing Symposium and Exposition, and for the 1985 Joint Power Generation Conference. Art Wennerstrom and Stan Mosier have these technical programs under control.

It was a special pleasure for us to conduct an "on-site" inspection of the International Gas Turbine Center offices during the Executive Committee's meeting in Atlanta. In the last Newsletter, I mentioned our respect and appreciation for the work of our Atlanta staff. And, after our recent inspection, I am pleased to report they are organized and efficient, and it is evident that the successes

of the Exhibit and Information Center functions are not accidental. The Center is using state-of-the-art communications and word processing systems.

We look forward to seeing you in Houston in March. Take advantage of a full schedule of short courses, technical sessions, exhibit and social events. Your high expectations will be met.

HOWARD JULIEN, TECHNICAL PROGRAM CHAIRMAN, UPDATES PROGRAM FOR 1985 HOUSTON GAS TURBINE CONFERENCE

The technical program for the 30th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Houston, March 17-21, 1985, is being finalized. There will be over 200 refereed technical papers and approximately 65 technical sessions.

(continued page 2)

Countdown 1985 EVENTS

MARCH 17-21, 1985
30th International Gas Turbine Conference and Exhibit

Albert Thomas Convention Center
Houston, Texas

- The largest exhibition and greatest number of exhibitors for any domestic Conference in ASME Gas Turbine Division's history (22% more exhibit space than previous record holder and 176 organizations).
- Over 200 refereed technical papers will be published and available at the Conference. Approximately 65 technical sessions will be conducted.

SEPTEMBER 1-7, 1985
1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition

People's Republic of China
Symposium - September 1-4
Exposition - September 2-7

- In addition to companies producing auxiliary equipment, 13 gas turbine engine manufacturers from throughout the world have already reserved exhibit space.
- Over 180 refereed technical papers have been offered (40% of total from People's Republic of China).

HOUSTON PROGRAM

(from page 1)

As usual, a full range of topics are covered and current experience and technical developments are emphasized. However, technical sessions considered to be unique are:

- Derivative Engines in Existing Aircraft
- Toward the Initial Commercialization of Closed Cycle Gas Turbine Systems
- User Experience with On-Line Conditioning and Performance Monitoring Panel
- Proposed Catalytic Reduction Processes Panel

So plan to attend the Conference, and these sessions in particular, for an interesting update on today's gas turbine technology.

COMPLIMENTARY RECIPROCAL REGISTRATION

30th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit And 8th International Conference on Fluidized Beds

The American Society of Mechanical Engineers' 1985 International Gas Turbine Conference and Exhibit will be held in Houston during the same week as the 8th International Conference on Fluidized Beds. Registrants of the Conference on Fluidized Beds will enjoy reciprocal complimentary registration at the Gas Turbine Conference by simply presenting their registration badge to the Gas Turbine Conference registration desk at the Albert Thomas Convention Center. The complimentary registration

will allow access to all of the Gas Turbine Conference's technical sessions and to the International Gas Turbine Exhibit.

The 1985 ASME International Gas Turbine Conference will include approximately 65 technical sessions with over 200 refereed papers which will be published and available at the Conference. In addition, the Conference's Exhibit will feature the products of over 160 companies occupying about 400 booths. Between 4000 and 5000 persons are expected to register for the Gas Turbine Conference and Exhibit.

CALL FOR PAPERS 1986 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit Dusseldorf, Federal Republic of Germany

The ASME Gas Turbine Division's 31st International Gas Turbine Conference and Exhibit will be held June 8-12, 1986 in Messe-Kongress-Center (MKC), Dusseldorf, Federal Republic of Germany.

All prospective authors are invited to begin now in their plans for participation. Papers on all aspects of gas turbine component, engine and system technology including research, design, development, measurement, education, application, fabrication, materials, manufacturing, control, and operational experience are welcome. More detailed calls for papers are being issued by technical committees of the Division.

Technical paper offers may be initiated by submitting an abstract to the 1986 technical program chairman: T.H. Okiishi, Mechanical Engineering Department, Iowa State University, Ames, Iowa 50011, by mid-June, 1985.

Completed manuscripts must be received by the session organizer or technical committee chairman no later than **mid-September, 1985**. First time authors are encouraged to study ASME

Manual MS-4, **An ASME Paper**, prior to preparation of their manuscript. All papers will be reviewed in accordance with established ASME and Gas Turbine Division policy and will be eligible for ASME journal publication.

CALL FOR PAPERS

Turbomachinery Committee 1985 JPGC

The Turbomachinery Committee of the Gas Turbine Division of ASME is soliciting papers for a technical session to be held at the 1985 Joint Power Generation Conference in Milwaukee, WI, October 20-24, 1985.

The session will complement the conference theme "Renovation—Spanning the Future," and in particular center around aero/thermodynamic improvement features of steam and gas turbines. Particular emphasis will be placed on retrofit designs and equipment uprating packages. Topics to be considered will include stage(s) redesign for improved efficiency, blade or rotor cooling technique modifications resulting in uprated turbine inlet temperature, modified inlet or exhaust ducting for reduced pressure losses, etc.

Abstracts should be sent to the session organizer and should arrive by March 1, 1985: W. G. Steltz, 1206 Forge Road, Cherry Hill, NJ 08034, Business Phone: (609) 890-5915, Home Phone: (609) 429-7519.

CIMAC UPDATE

The Sixteenth CIMAC Congress will be held in Oslo, Norway, June 3-6, 1985. The International Council on Combustion Engines (CIMAC) is an association representing the interests of users and suppliers of combustion engines and turbines worldwide. CIMAC encourages papers dealing with gas tur-

bine design, development, application and operation. In recent years there has been an increasing interest from gas turbine users in the CIMAC Congress.

The themes for the Sixteenth CIMAC Congress for Gas Turbines are:

- "Development and Experience of Off-shore, Gas Pipeline and Combined Cycle Applications" and
- "Research and Development for Efficiency Improvement and For Use of Non-conventional Fuels"

For more details contact: Walter B. Moen, ASME, 345 E. 47th St., New York, NY 10017, 212-705-7000.

CALL FOR PAPERS

1985 Joint Power Generation Conference Milwaukee, Wisconsin

The ASME Gas Turbine Division plans to sponsor at least seven technical sessions at the 1985 Joint Power Generation Conference in Milwaukee, Wisconsin, October 20-24, 1985.

Authors representing interests of the Division's 18 technical committees are being encouraged to submit papers supporting the conference theme "Renovation—Spanning the Future." Papers ranging in scope from the upgrading of existing gas turbine systems and facilities to components and systems for future needs are desired.

Abstracts for candidate papers should be sent to Gas Turbine Division's JPGC Program Chairman, at the address below, or to a representative of any of the Division's technical committees. Abstracts must be received by March 1, 1985. Authors of accepted abstracts must submit full papers for review by May 1, 1985.

Program Chairman: Stanley A. Mosier, United Technologies, Pratt & Whitney Aircraft, P.O. Box 2691, Mail Stop 731-28, West Palm Beach, Florida 33402, (305) 840-3519.

Short Courses 30th ASME International Gas Turbine Conference, Houston March 16-17, 1985

All of the courses will be conducted at the Hyatt Regency Houston, the Conference's headquarters hotel.

● 3-D Flows in Turbomachinery Blade Rows (March 16-17, 1985) (1½ days)

Instructors:

Dr. John Moore
Joan G. Moore
Dr. John D. Denton
Dr. Charles Hirsch

Course Fees:

ASME Members: \$305.00
Non-Members: \$400.00

● Introduction to the Gas Turbine (March 17, 1985)

Instructors:

Dr. Walter F. O'Brien, Jr.
George Howard

Course Fees:

ASME Members: \$210.00
Non-Members: \$300.00

● Turbine Engine Blade Design, Development and Field Service Experience (March 17, 1985)

Instructors:

R. L. Jay
T. G. Howell
Louis E. Dardi
Dr. William Jansen
Hans Stargardtner

Course Fees:

ASME Members: \$210.00
Non-Members: \$300.00

● Turbomachinery Erosion and Performance Deterioration (March 17, 1985)

Instructors:

Dr. A. Hamed
Dr. W. Tabakoff

Course Fees:

ASME Members: \$210.00
Non-Members: \$300.00

For further information and a detailed course brochure, please contact Dr. John H. White at the ASME Professional Development Department, 345 East 47th Street, New York, NY 10017 or call (212) 705-7123.

DO YOU BUY ASME PAPERS?

How many of you are aware that 85% of the contents of the *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* consists of papers handled by the ASME Gas Turbine Division? Roughly one out of every three GTD papers is recommended for Transactions, and all of these appear in this one journal. This amounts to approximately 112 papers per year. If you are an ASME member, you can subscribe to the Journal for only \$24 per year or an average of only 21¢ per paper, versus \$3.00 or one coupon if you buy it individually. Can you afford to pass up this bargain?

Suppose that you are not a member but are interested in some GTD papers. If you add the cost of an ASME membership, \$60.00, to the cost of the Journal, the cost per paper of a journal subscription still amounts to only 75¢ each. You then receive in addition 10 coupons which you can exchange for 10 more papers at no additional cost as another benefit of membership.

Any way you look at it, if you have more than a minimal interest in papers sponsored by the ASME Gas Turbine Division, it pays to subscribe to the *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* and it pays to be an ASME member. For information on journal subscriptions or ASME membership, call or write the International Gas Turbine Center in Atlanta. If you need help in identifying appropriate references for an ASME membership application, let us know and we will help you with that too.

CALL FOR NEW TASK FORCE MEMBERS FOR ASME B133 GAS TURBINE PROCUREMENT STANDARDS COMMITTEE

ASME Committee B133—Gas Turbine Procurement Standard completed the last section of this 13 section procurement standard in 1982. The complete 13 section Standard can be procured from ASME Headquarters by order number BK.NO.KX133P for the discounted price of \$66.

ASME Committee B133 is now entering its 13th year of operation and is soliciting additional members for the sixteen Task Forces that are responsible for either one section of the Standard or in the case of the Application Task Forces providing support for the 12 technical sections and the gas turbine marine application section.

If you are interested in volunteering for one of the Task Forces listed below, please contact S.M. DeCorso, Chairman of B133 at the following address: Westinghouse Electric Corporation, PO Box 251, Concordville, PA 19331, phone: 215-358-4624.

B133.1—Gas Turbine Terminology

B133.2—Basic Gas Turbine

B133.3—Gas Turbine Auxiliary Equipment

B133.4—Control and Protection Systems

B133.5—Gas Turbine Electrical Equipment

B133.6—Gas Turbine Ratings and Performance



**Thru The Years -
With R. Tom Sawyer
Publisher Emeritus**

This year's Conference will be back in Houston. This location always brings back a lot of good memories about the early days at Houston. The first Houston Conference was in 1960. Because the exhibit was still relatively small, we enjoyed the facilities at the Shamrock Hotel. Houston has always been a good city for the Conference because of its central location and proximity to oil, gas, and chemical industry users of gas turbines.

One interesting thing then was having the Chrysler gas turbine car to demonstrate. Many enjoyed driving it around at the 1964 Conference. George Huebner

who was then head of Research for Chrysler received an award from the Gas Turbine Division at the Shamrock Hotel in 1962; he is still very proud of it.

Today the gas turbine automobile is being developed in many places around the world. I recently asked George who would be the first to get automotive gas turbines into mass production. His answer was that there are several organizations working hard toward that goal in the U.S. and Europe, but Japan may be the first, probably before the year 2000. In this country, it would probably be after the year 2000. A great deal of effort is being devoted right now to development of better ceramic materials and components especially in Europe and Japan.

B133.7—Gas Turbine Fuels
B133.8—Installation Sound Emissions
B133.9—Gas Turbine Environmental Requirements and Responsibilities
B133.10—Gas Turbine Information to be Supplied by User and Manufacturer

B133.11—Preparation for Shipping and Installation
B133.12—Maintenance and Safety
B133.14—Electric Utility Applications
B133.15—Industrial Applications
B133.16—Marine Applications
B133.17—Pipeline Applications

TRAVEL NEWS FOR 1985 INTERNATIONAL GAS TURBINE CONFERENCE AND EXHIBIT, HOUSTON

SPECIAL CAR RENTAL RATES AVAILABLE

National Car Rental Systems, Inc. is offering special convention "Attention" rates for exhibitors and conference attendees of the 30th International Gas Turbine Conference and Exhibit. National has 12 rental locations in the Houston area. For advance reservations please call the "Convention Desk" at 800-328-7949. In Canada, call collect 612-830-1000.

NOTE: Please identify yourself as a participant of the Gas Turbine Conference and Exhibit in Houston.

WIN TWO FREE TICKETS TO HAWAII

**Official Airlines: American Airlines
Delta Airlines**

If you obtain your ticket for air travel to the 1985 International Gas Turbine Conference and Exhibit in Houston through ASK MR. FOSTER, the official travel agent, you will be eligible to win two free tickets to Hawaii. In addition, ASK MR. FOSTER guarantees to provide the lowest fare available under booking conditions. Also, they will reticket in the event of subsequent fare reductions. The drawing by ASK MR. FOSTER is limited to participants whose travel originates in the U.S.A.

Contact ASK MR. FOSTER, toll free
1-800/243-6346 (Telex: 643394)

Services and Activities of ASME Gas Turbine Division and THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

WHO'S WHO in the Committees of Gas Turbine Division is a directory of all administrative and technical committee members. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee members' names and addresses. Complimentary copies of the 1984-85 edition are now available from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Division Conferences dating back to 1957. The Directories are available without charge and individual papers may be purchased from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER for \$5.00 each prepaid.

The ASME Gas Turbine Division's annual International Gas Turbine

Technology Report is published and distributed by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. Complimentary copies of the 1982 and 1984 editions are still available.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER'S correspondence course on Basic Gas Turbine Engine Technology is currently being developed. The course should be available to the public in early 1985.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors the ASME Turbomachinery Institute's Fluid Dynamics of Turbomachinery program. The next course is planned for 1986.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes and distributes without charge over 15,000 copies of the quarterly ASME Gas

Turbine Division Newsletter. Persons interested in receiving a complimentary subscription should contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is the source for information on exhibiting and participating in the International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Houston, March 17-21, 1985.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsored the ASME Education Seminar Program.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is a sponsor of the U.S. National Committee of the International Council on Combustion Engines (CIMAC).

The ASME Gas Turbine Division

organized lectures presented in the People's Republic of China in the fall of 1982 and 1984.

The ASME Gas Turbine Division is organizing the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition, People's Republic of China, September 1985. For information, contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The ASME Gas Turbine Division will provide the funding to American National Standards Institute for administering the Secretariat of ISO-TC70-SC6 Gas Turbines.

The ASME Gas Turbine Division has administrative and nominating responsibilities for two ASME Awards . . . Gas Turbine Award and R. Tom Sawyer Award.

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



International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA
Telephone: (404) 451-1905
Telex: 707340 IGTC ATL

FUTURE GAS TURBINE DIVISION EVENTS

MARCH 17-21, 1985

30th International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Albert Thomas Convention Center
Houston, Texas

SEPTEMBER 1-7, 1985

1985 Beijing International Gas Turbine
Symposium and Exposition
Symposium- September 1-4
Exposition- September 2-7

JUNE 8-12, 1986

31st International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Messe-Kongress-Center
Dusseldorf, Federal Republic of
Germany

MAY 31-JUNE 4, 1987

32nd International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Anaheim Convention Center
Anaheim, California

GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers

EXECUTIVE COMMITTEE 1984-1985

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

VICE-CHAIRMAN
H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney Canada
P.O. Box 10
Longueuil, Quebec J4K 4X9
Canada
514-647-7574

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

REVIEW CHAIRMAN
WALTER F. O'BRIEN, JR.
Mechanical Engineering Dept.
Virginia Polytechnic Institute &
State University
Blacksburg, VA 24061
703-961-7191

**FINANCE COMMITTEE &
PAST CHAIRMAN**
A.A. MIKOLAJCZAK
Bohr Industries, Inc.
P.O. Box 878
Chula Vista, CA 92012
619-691-2478

OPERATIONS

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

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

ADMINISTRATOR
SUE COLLINS
404-451-1905
STAFF ASSISTANT
ANNA MAZANTI
404-451-1905

EXHIBIT ASSISTANT
CLAIRE HOWARD
404-451-1905

ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
Thomas Stott & Associates
P.O. Box 295
Cummaguet, MA 02637
617-362-9784

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



the gas turbine division
newsletter

Volume 26, Number 1, January, 1985

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

Chairman: George K. Serovy
Iowa State University
Ames, IA
Vice Chairman: H. Clare Eatock
Pratt & Whitney Canada
Longueuil, Quebec, Canada
Editor: Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, New York
Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer
Ho-Ho-Kus, New Jersey
Publisher/
Staff Editor: Donald D. Hill
International Gas Turbine Center
Atlanta, Georgia

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

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

NON-PROFIT ORGANIZATION
U.S. POSTAGE

PAID

ATLANTA, GEORGIA
PERMIT NO. 2685

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

学 会 誌 編 集 規 定

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

自 由 投 稿 規 定

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

技 術 論 文 投 稿 規 定

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

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第12巻 第48号

昭和60年3月10日

編 集 者 葉 山 眞 治

発 行 者 窪 田 雅 男

(社) 日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル

TEL (03) 365-0095

振替 東京7-179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03) 501-5151