



ガスタービンの未来

三井造船 白戸 健

1. まえがき

現在ガスタービンは航空用エンジンとしてゆるぎない地位を確立し、産業用の分野でも或る程度のシェアを占めるに至った。一方発電用の分野では非常用、ピークロード用に始まり、コンバインドサイクルでベースロード用としての地位を築きつつある。残る船舶用の分野では艦艇用としての航空転用型が定着して居るが、一般船舶用としては殆ど用いられて居ない。

全体として見ると現在使われて居る形に近いガスタービンが試作されてから既に半世紀を経過して居るが、その発展は30年前に予見された程ではない。この状況をライト兄弟が動力付の航空機を製作してから半世紀の間の航空機の発展と比較すると大きな差がある。

この理由を考えて見ると第一に航空機は従来の輸送手段であった陸上輸送、海上輸送に対し全く新しい空中輸送を可能とするものであり、技術的発展がそのままシェアの伸長につながって居る。またその技術的発展が軍事上の要請に大きく依存していることも見逃せない。

一方ガスタービンについて見ると夫々の分野で既に使用されて居た既存の原動機があり、これらとの競争に打勝って始めてその地位を得ることができるという点でその発展には大きい制約が存在して居る。以下夫々の分野について過去の状況と将来の展望をして見ることとする。

2. 航空用エンジン

ガスタービンは出力当りの重量が従来使用されて居たガソリンエンジンに比べ数分の一ないし数十分の一であり、馬力当り前面面積の点でも有利であったので、その熱効率の低さにもかかわらず先ず短時間使用の戦闘機から使用され、次いで効率の上昇と共にその使用範囲が急速に拡大した。現在では一部の軽飛行機を除き殆ど全ての航空機

はジェットエンジンまたはターボシャフトエンジンで駆動されるに至った。

今後もこの状態は継続するが、シェアと言う点では略飽和点に達して居りその量は航空機の生産量と共に増加する。今後予想される変化は現在既に表われて居る傾向の継続として、第一に巡航ミサイルに見られるような軍事面におけるジェットエンジンのシェア(ロケットエンジンに対して)が増大すること、第二に軽飛行機分野でのジェットエンジンのシェアが急速に増加することである。このことは、小型ターボチャージャの急速な発展から予見できることとして、セラミックおよびFRM等の新材料を利用した部品数の極めて少ない、安価で高効率の高バイパス比エンジンが実用化されれば可能となる。

この外、航空用ガスタービンの分野ではE³エンジンの開発計画を見れば明らかなようにこれまでと同様に軍用、民間用を問わず技術的な進歩開発の面では他の分野に比し3ないし5年先行する状況が続くであろう。

図一に民間航空機の年間生産量の変化を示す⁽¹⁾。

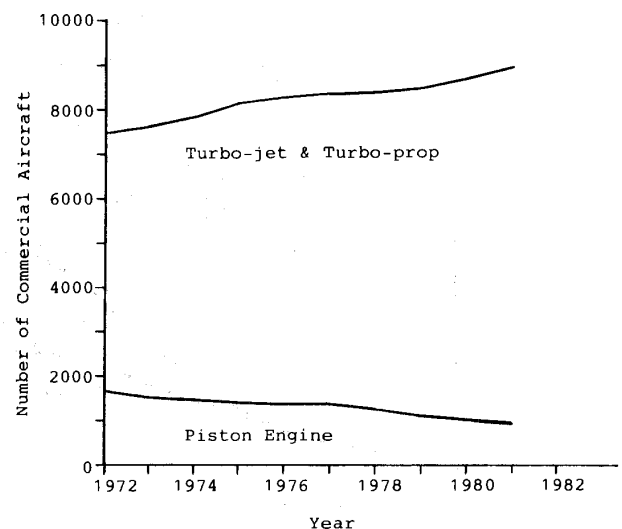


図1 商用航空機の生産量の推移

(昭和59年1月20日原稿受付)

図から解るように、現在既にガスタービンエンジンが大部分を占めて居るので今後この分野で大きな変化が起きる事は予測し難い。最大の変化は強いて考えれば、今後数十年後に起こる化石液体燃料の枯渇に伴う燃料の変化であろう。この場合でも燃料の価格、取扱いの点で水素燃料に移行するよりも、石炭から或いは天然ガスからの合成燃料に移行すると考えた方が自然ではなかろうか。

3. 発電及び産業用ガスタービン

産業用の分野ではその効率の低さおよび使用し得る燃料の価格の高さから長い間蒸気タービン、ディーゼルエンジン、電動機等の代りに使われることはなかった。ガスタービンの特長である出力当りの設備費が安いことから非常用発電、次いでピークロード用と言う形で順次使用されるようになり、一方では水を必要としないこと、ガスタービンに適した燃料ガスがあること、運転保守が簡単なことからパイプラインブスター用などオイル、ガス分野では確固たる地位を確立した。またオイルショック以来産油国の発展に伴う急激な電力需要をカバーするために産油国では納期の短いガスタービン発電を大量に採用した。

図2に過去から現在までの陸用ガスタービンの生産量を示す⁽²⁾。この図でわかる如く発電用の主流は中容量から大容量に移りつつある。最大の理由は、産油国等の発展途上国で急激に増加した電力需要に対処するため最初20-30MWのガスタ

ービンが多く設置されたが、50~100MWの大型ガスタービン開発に伴い単機容量を増加したものである。

この傾向は特にコンバインドサイクルガスタービンの熱効率が新鋭火力プラントの値を越えたこと、日本のエネルギー事情の特質としてLNGの発電使用量が大きいことによりベースロード用プラントの建設が始められたことなど日本で著しい。海外では燃料の事情から今後石炭ガス化プラントと組合せたコンバインドサイクルが増加するであろう。経剤性比較と言う点から考えると、公害防止装置をつけた微粉炭焚火力発電所の熱効率は送電端で現在36%程度であり紀元2000年でも殆ど変わらないであろう。一方石炭ガス化コンバインドサイクルの熱効率は現在35%程度であるが、ムーンライト計画高効率ガスタービンが完成し、これと組合わせれば48%程度にはなると考えられている。この差は電力1KWH当り約1.7~2.5円の差を生じ、KW当り建設費に換算すると約8~12万円の増加が許容できることになり、複雑なサイクルの石炭ガス化プラントの設備費増を補って余りある。従って2000年には、新設の石炭火力プラントは石炭ガス化プラントに置換えられるであろう。現在の予想では国内では代替エネルギー利用の柱として紀元2000年までに、約4000万KWの石炭火力発電設備が新設されると予測されており、この面からも、年間250万KW以上

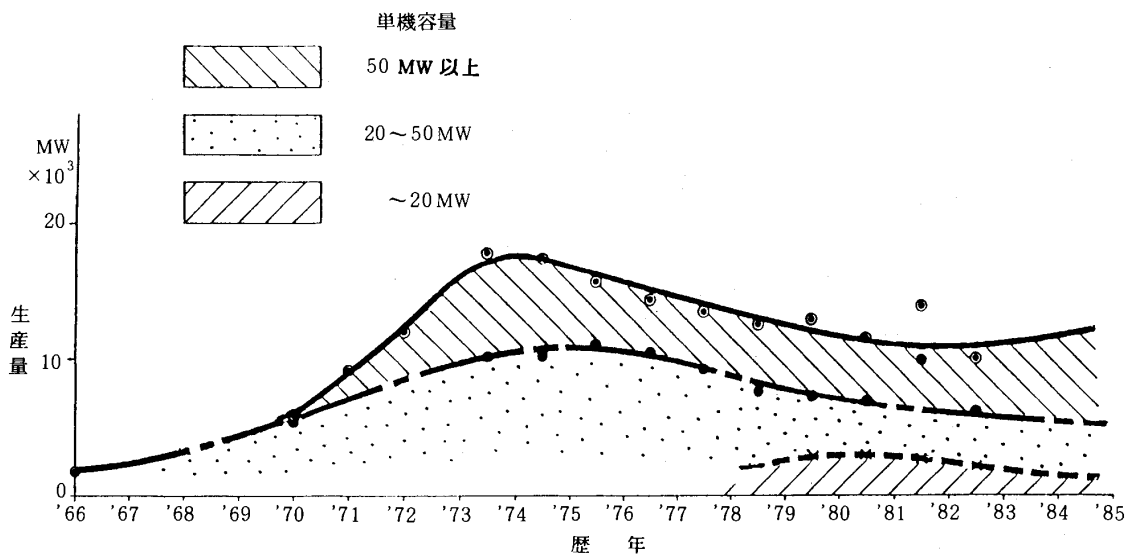


図2 産業用ガスタービン年度別生産量

増加する可能性がある。

ガスタービンの進歩は構成要素である圧縮機、タービンの効率の向上とタービン入口温度の上昇による熱効率の向上に依存して居る。

図3には航空エンジンのタービン動翼のメタル

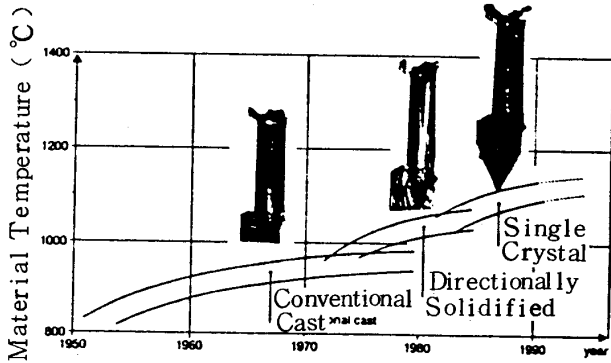


図3 タービン翼メタル温度の上昇

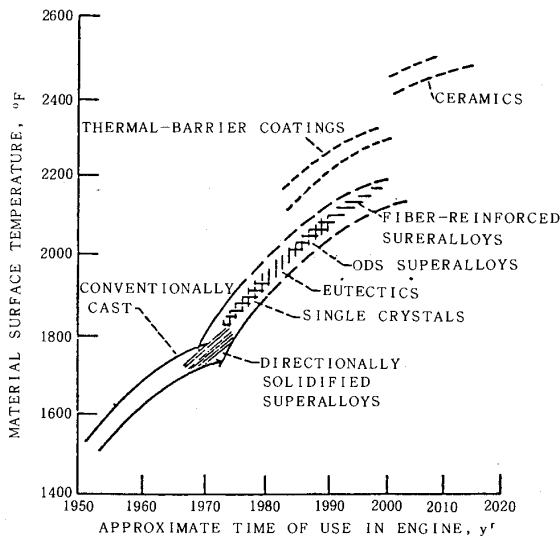


図4 タービン翼用高温材料の進歩

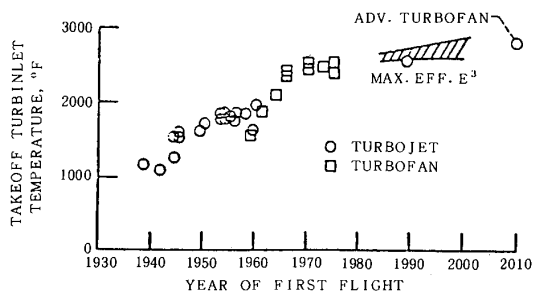


図5 タービン入口温度の推移

温度の増加傾向を示して居り⁽³⁾、一般の耐熱鋼の進歩に対して従来達成された一年当たり10℃に対して一方向凝固、単結晶等の新技術を導入することによりマクロに見ると年率30℃の進歩が予想される。一方では従来年率10℃のメタル温度上昇に対し冷却動翼の採用により年率的20℃の温度上昇が達成されている。図4、図5にメタル温度とタービン入口温度の推移、航空用エンジンのタービン入口温度を示す⁽⁴⁾。これと同様の考えを以てすれば今後一方向凝固材、単結晶材の実用化により年率60℃のタービン入口温度上昇も不可能ではない。しかしながら当面の予想として図5に見る如くそれ程高いタービン入口温度の開発計画は無い。この食い違いの理由を考えて見ると(1)タービン入口温度を上げるためには、タービン動翼の強度以外にも、燃焼器、ノズル、ガス通路壁面等多くの制限条件がある。(2)航空用の場合大気温度が低いので入口温度を上げると同時に圧縮機の圧力比を上げないと熱効率上昇の効果が少ない。(3)タービン入口温度を上げなくても冷却空気量を減少させることによる熱効率のゲインもかなり大きい。(4)一方向凝固材、単結晶材を用いた複雑な冷却構造を持った冷却動翼製造技術開発の見通しの不確実さ。などの理由によるものであろう。このような航空用エンジンの技術開発の成果は、数年ないし10数年の遅れで産業用ガスタービンにも適用されて来た、この傾向は今後も続くであろう。

図6に航空用エンジンの圧縮機の効率と全圧力比の向上の過程を示す⁽⁵⁾。今後効率の面では多くを期待できないことが判る。このことはタービンについても同様であるので、今後の進歩はタービ

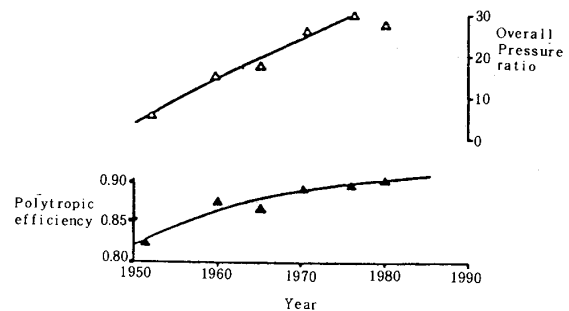


図6 圧縮機性能の推移 (コア圧縮機)

ン入口温度の上昇と冷却空気量の減少による所が大きい。この一例としてタービン入口温度 1000℃クラスの単純サイクルガスタービンで100℃の温度上昇が冷却空気量一定のまま可能となると燃料消費は3~4%出力は約20%改善される。もし冷却空気量をさらに半分に減少できるのなら燃費は約1~2%、出力は約4~6%さらに改善される。

今後の動向として年率約20℃のタービン入口温度上昇が可能と考えたと2000年までに300℃以上の改善が期待できることになる。但しこの傾向は永久に続くものではなく材料の融点の限界があるので1500℃あたりから頭打ちの傾向が出て来る可能性がある。もう一つの可能性として、水冷却ガスタービンは長期に亘って開発が続けられて居りこれが実用化されると1650℃の入口温度が可能になり単純サイクルガスタービンをベースにしたコンバインドサイクルの熱効率も50%を越えるようになる。図7にその予測を示す⁽⁶⁾。2000年には現在タービン入口温度1000℃~1200℃のものが1300℃~1500℃となり、熱効率も単独で35~40%、コンバインドサイクルとして45~55%に達すると考えてよい。このようなガスタービン効率の向上により2000年には中小型のベースロード用の自家発電装置でもガス燃料、良質な油を使用し得る場合にはガスタービンが先ず第一に検討されるようになるであろう。

同様に、機械駆動用の分野でも蒸気タービン駆動に代ってガスタービンが用いられるケースが増加すると考えられる。

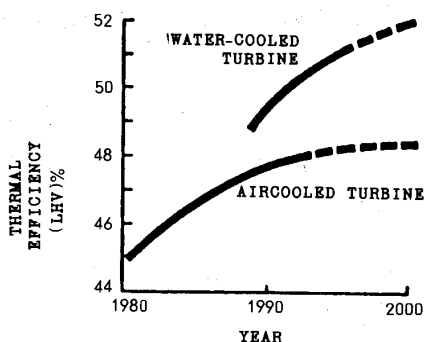


図7 コンバインドサイクルガスタービンの熱効率の予想変化

今後増加すると見られる傾向の一つとして燃料の多様化とプロセスの一部として組込まれたガスタービンの増加がある。いずれの場合にもガスタービンは従来の実績で信頼性を裏付けられた標準機であるという概念では対処し切れなくなって居る。

こう言った状況に柔軟に対応するためには種々の方法が考えられるが、信頼性を維持し且つ標準化による低コストを維持するためには、モジュール化された標準コンポーネントの組合せによる方式が実現可能性が最も大きい。この場合性能の推定、動特性等のシュミレーション技術の発達が重要な意味を持つことになる。

4. 車輛用ガスタービン

軌動用としては、性能的には電動機に打勝てる見込みはない。軌道用の場合外部からエネルギーを供給する方式が本質的に優位にある。フランス国鉄の新幹線TGVにおけるように利用率が低く、高速を要求される場合ガスタービン駆動が実現する場合も考えられるが一般的には電動機の優位が続くであろう。

一方自動車用として考えるとき、ガソリンエンジンの30~35%の熱効率、ディーゼルエンジンの35~40%の効率と比較しかつガソリンの方が軽油よりも高価格であること及びセラミックを用いた高効率で低価格のガスタービンが開発される見込みが出て来たことから考えて、バス、トラックよりも乗用車からガスタービン化が進む可能性が出て来た。この場合自動車用ターボチャージャの技術の延長としての部品数が少なく低価格、高効率、軽量な再生型GTが使用されるであろう。

現在開発されて居る2段遠心圧縮機+ラジアルタービンのガスジェネレータと可変ノズル付低圧パワータービンからなる構成に加えて一軸GTで直結駆動される可変周波数の高周波発電機と直流電動機のシステムおよび周波数変換器を経て駆動される交流誘導電動機の組合せも考えられる。後者の方式によれば保守上、価格的に問題のある減速機、変速機の無いガスタービン自動車の実現も可能であり、機械的摺動部の無いシステムの実現が可能である。自動車のエンジンの1%がガスタービンに置換えられるとすると、現在の生産量が変わらないとしても年産約30万台、1500万馬力のマ

ーケットとなる。

5. 船舶用ガスタービン

艦艇用の主機としては、航空転用型のガスタービンが出力当りの重量、容積の小さいこと、効率も産業用のものよりも高いこと、全負荷を必要とする時間が短いことから最適であり、大部分のシェアを占めて居る。このシェアは現在蒸気タービン駆動のより大型の分野、現在高速ディーゼルが用いられて居るより小型の艦艇へと拡大され近い将来略100%となるであろう。

一方商船について見ると、船用低速ディーゼルエンジンの急速な効率の向上によりガスタービンは例外的に用いられて居るだけであり、大型タンカー、コンテナ船等に用いられて居た蒸気タービンさえも、低速ディーゼルエンジンに置換っている。低速ディーゼルエンジンの熱効率は単体で50%を越え、排熱回収を行えば更に高効率となっている。ムーンライトプロジェクトの高効率ガスタービンのように、天然ガスを用い高温で複雑なサイクルを適用しても55%の総合熱効率であることまた、高圧ガス直接噴射式ディーゼルエンジンが実用化されることを考えるとLNGタンカーにおいてもガスタービンのチャンスは少ない。従って紀元2000年までは船用分野では特殊な用途以外にはガスタービンが用いられる見込みはないと言える。

6. あとがき

ガスタービンの未来を考えると、過去の歴史を調べることが重要であり過去の既存原動機への置換えの歴史を見ることにより将来を予測することができる。ガスタービンは若い原動機として、初期にはタービン、圧縮機の効率の上昇に、その後は材料と冷却法の進歩に支えられて過去数十年に渡ってその効率、比出力、重量当り出力共に継続的に進歩して居る。しかしながらそのシェアは既存原動機と競争する宿命にあるのである時点までは仲々伸びないが、既存原動機よりも優れた所まで来ると急激にシェアが増加することは歴史が示す通りである。

今やガスタービンは航空用と艦艇用では、その大半を制し陸上では非常用発電用から、ベースロード発電用へとそのシェアが拡がり始めた所であり、紀元2000年までには、ガスおよび蒸留油を燃料

とする発電設備の新設分の大部分を占めるようになるであろう。

一般機械駆動用については、燃料経済面以外に種々の条件がからんで居るので、発電用と異なり徐々にではあるが継続してシェアが増加するであろう。

以上将来の夢を交えた、無責任な予測を述べた、特に航空用、自動車用については筆者は素人であり見当外れの点もあると思うのでその点御意見があれば是非御教示をお願いすることにしたい。

参考文献

- (1) ICAO BULLETIN, July/Augurt 1982, p49
- (2) 各種統計資料より調整したもの。
- (3) J. Schmidt, J.A. Hooper, GTSJ 83-Tokyo-IGTC-110, p856
- (4) H.E.Rohlik, NASA T.M. 83414 (1983)
- (5) C.Freeman・R.E.Dawson. GTSJ 83-Tokyo-IGTC-46 p361
- (6) J.R.Patterson・E.J.Walsh. GTSJ 83-Tokyo-IGTC-118 p917

川崎重工(株) 森 建二
 石川島播磨重工(株) 佐藤 幸徳
 船舶技術研究所 森下 輝夫

1 まえがき

石油ショックを契機として、世界のエネルギー情勢は目まぐるしく変動しているが、中・長期的には、各種エネルギーの競合の中でエネルギー価格が平準化されかつ上昇していくことは避け得ない事実であろう。このことは、国情、地域の環境および対象となるプラント機器等の特性に応じて、最適な燃料を経済性の原理に基づいて選択していく時代をむかえることを意味しており、新エネルギーを含め、従来無視されていたローカルなエネルギーの利用も進められ、燃料の多様化傾向が一層明確になるものと思われる。

一方、原動機としてのガスタービンの特徴（ここでは最も一般的なオープンサイクルを考え、産業用ガスタービンを主体とする）を考えてみると、

- (i) 小形軽量、高比出力、広出力レンジのため、ローカルなサイト原動機から発電所までの適用対象がある、
- (ii) 空気を作動流体とし、低熱源としての冷却水が不要であり、金属接触は軸受部のみであること等構成が簡便で保守信頼性に優れている、
- (iii) かなりの過剰空気燃焼であることから燃焼制御の面で融通性が大きい、
- (iv) コンバインドサイクル、コージェネレーションのように、高温排ガスを有効に利用できること等から、システムを構成する原動機としてのフレキシビリティに富む、
- (v) 又、ガスタービンは原動機として未だ成長期にあり、冷却技術やセラミック等の材料技術の進展により今後大巾な性能向上が期待できる、
 などであり、

このことは、ガスタービンが、各種適用条件に応

じた燃料の多様化およびエネルギーの高度利用の時代背景にふさわしい原動機であると位置づけられよう。

したがって、各種燃料に対処できるガスタービンを開発していくことは、現在、我々に課せられた重要な課題であると考えられる。燃料の多様化については、本誌にも多くの論・解説や次世代ガスタービンを考えるパネル討論会⁽¹⁾の中でも取り上げられ、ガスタービンシステム全体としての考察が真剣になされているが、最近では、実機例を含めて、燃料多様化に対応するためのコンポーネントに関する実証的な研究が着実に行われてきており、今回、新たに燃料別にみたガスタービンシリーズの論・解説^{(2),(3),(4)}が企画された。本稿はその最後として、少し遠い将来を含めた各種燃料焚きガスタービンについて、最も直接的にその影響を受ける燃焼器関連技術を中心として解説を試みる。

2 各種ガス燃焼における基礎的考察

各種ガス燃料、即ち各種プラントからのオフガス、石炭ガス化ガス、炭鉱の抗内ガスやその他燃焼性の低いガス燃料など多様な燃料の使用が要求されてきている。低カロリーガスの特徴や燃焼技術については本解説シリーズでも紹介されており⁽²⁾⁽³⁾、他に文献⁽⁵⁾でも低カロリーガスなどに対する防災技術に対する考察がなされている。

低質な燃料をガスタービンに使用する場合、これらの燃料に対する燃焼器の火炎吹消え性能の把握が重要な課題になると考え、ここでは火炎吹消えに対する基礎的考察を取りあげる。すなわち各種ガス燃料に対して基礎的な燃焼特性と実際のガスタービン燃焼器における火炎吹消え性能との関係を明らかにし、ガス燃料使用時の火炎吹消え性能を評価する上で重要となっているパラメータについて考察する⁽⁶⁾⁽⁷⁾。

(昭和59年2月10日原稿受付)

2-1 拡散燃焼時の燃焼特性 拡散燃焼時の燃焼特性を多孔質円筒バーナを用いて測定する(図1⁽⁸⁾)。バーナにおける空気流速を増大させるか、または多孔質円筒からの燃料吹出し速度を減少させると、空気と燃料との間に形成される拡散火炎は多孔質円筒の前方よどみ点から吹消える。この吹消え時の空気流速を測定することにより、拡散燃焼時の燃料と酸化剤の反応の相対的な化学反応の特性時間 τ_{cd} を求めることができる。図2に本バーナで求めた CH_4-N_2 、 $C_3H_8-N_2$ および $CO-N_2$ 拡散火炎の τ_{cd} を示す。横軸 H は燃料の低位発熱量である。 N_2 の比率を増加させて H を下げていくと、 τ_{cd} が急激に増加し $\tau_{cd} \rightarrow \infty$ となる H の値 H_{cd} が存在する。 $H < H_{cd}$ では拡散火炎は形成されない。図2に示した燃料ガスを比較すると $CO-N_2$ 燃料が他の燃料ガスに比較して低い H の値まで拡散火炎を形成することが出来る。又図2から各種燃料ガスの燃焼性の比較において発熱量 H による比較はあまり意味をもたないことがわかる。

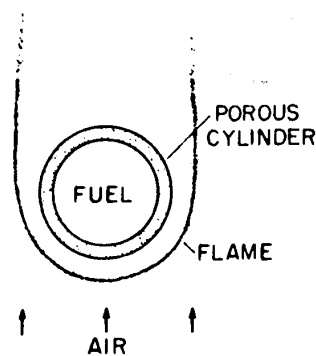


図1. 多孔質円筒バーナ

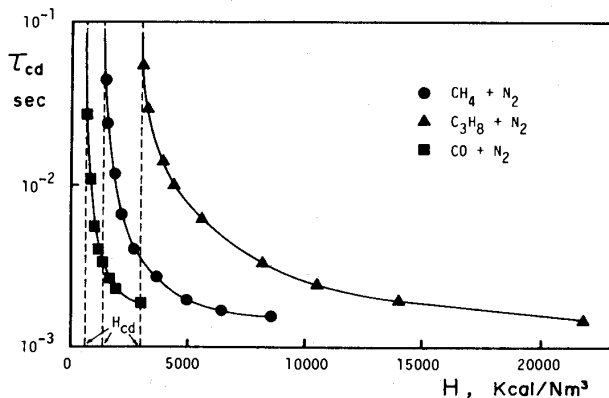


図2 拡散火炎における化学反応の特性時間

2-2 予混合燃焼時の燃焼特性 予混合燃焼時の燃焼特性をノズルバーナを用いて測定する。予混合火炎の化学反応の特性時間 τ_{cp} は、予混合火炎の予熱帯の厚さ η_0 と燃焼速度 S_u を用いて(1)式で表わすことができる。

$$\tau_{cp} = \eta_0 / S_u \tag{1}$$

ここで η_0 は一次元火炎理論より $\eta_0 = \lambda / C_p \rho_u S_u$ (λ : 熱伝導率, C_p : 定圧比熱, ρ_u : 密度) と表わすことが出来るので、(1)式は、

$$\tau_{cp} = \lambda / C_p \rho_u S_u^2 \tag{2}$$

となる。 S_u はノズルバーナ上に形成される予混合火炎の傾き角度から求めることができる。図3にこうして求めた τ_{cp} と H の関係を $C_3H_8-N_2$ 燃料について示す。 N_2 の比率を増加させて H を下げていくと、 τ_{cp} が急激に増加し、 $\tau_{cp} \rightarrow \infty$ となる H の値 H_{cp} が存在する。 $H < H_{cp}$ では予混合火炎は形成されない。図2に示す拡散火炎の限界発熱量 H_{cd} と図3に示す予混合火炎の限界発熱量 H_{cp} を比べると $H_{cp} < H_{cd}$ となっており、これにより低カロリーガスを安定に燃焼させるには予混合火炎の状態の方が有利であることが判る。

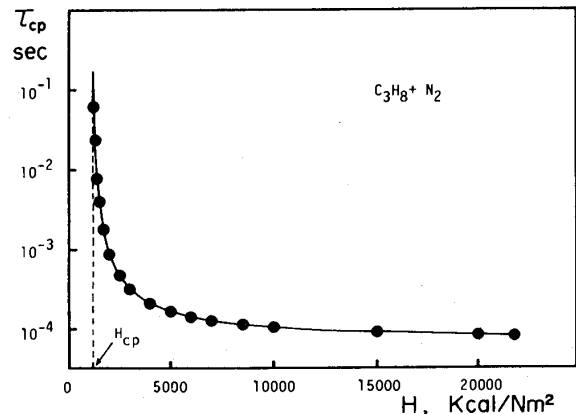


図3 予混合火炎における化学反応の特性時間

2-3 ガスタービン燃焼器の吹消え 燃焼器内の火炎の吹消えは、空気力学的特性時間すなわち燃焼器内での滞留時間 τ_{ap} と化学反応の特性時間 τ_c の比で定義するダムケラ数によって支配されていると考えることができる。従って燃料の種類、圧力、温度の影響は τ_c を通して現われ、吹消え時のダムケラ数が一定となるように τ_{ap} が変

化する。図4, 5は航空転用型ガスタービンの燃焼器モデルを用いて実験を行ったもので燃料はメタン, 図の縦軸は一次燃焼域での空気の滞留時間 τ_{ap} で, これは燃焼器の代表断面風速 V_r に逆比例する。横軸は燃焼器の突然比 A/F である。本燃焼器内の流速は非常に速く, 又燃料も非常に大きな流速で燃焼器内に吹込まれるため, 燃焼器内での空気と燃料の混合状態はかなり良好で, 観察すると火炎の吹消えも一次燃焼領域で一様に起る。従って化学反応の特性時間としては予混合炎に対する特性時間を用いる。予混合火炎における化学反応の特性時間は(2)式のように表わせる。メタンに対する S_u の圧力および温度の依存性は良く調べられており, 次式のように表わすことができる。

$$S_u \sim P^{-0.5} \cdot T^2 \quad (3)$$

$\lambda/C_p \rho_u$ に及ぼす圧力と温度の影響を考慮し, (3)

式を用いると, (2)式は

$$\tau_{cp} \sim T^{-2.3} \quad (4)$$

となる。(4)式は圧力の項を含まず温度の項のみを含んでいる。これより圧力が火炎の吹消えに影響を及ぼさないことが判る(図4)。図5に温度の影響を(4)式を用いて予測した結果と実験結果との比較を示す。図は $T=393\text{ K}$ の結果を用いて $T=443\text{ K}$, $T=523\text{ K}$ における吹消えを予測したもので実験結果と予測は良い一致を示している。以上から化学反応の特性時間 τ_c がガスタービン燃焼器における吹消え性能を評価する上で重要なパラメータとなることが判る。

3. LPG燃焼ガスタービン

LPG(液化石油ガス)は, LNGと同様に非常にクリーンな燃料であり, 大規模な液化基地以外にも液体として輸送・貯蔵が可能で, プラントや工場の立地条件によってはガスタービン燃料として使用され得る。通常LPGを工業用燃料として使用する場合は, ガスとして取扱うため気化器や再液化を防ぐための燃料配管の保温が必要であり装置が複雑になる。今後は, LPGを直接液体で燃焼する方式の開発が望まれる。

小型ガスタービン燃焼器による液化ブタン燃焼の研究例⁽⁹⁾では, 定常状態で安定な噴霧燃焼が報告されており, 燃料配管系の圧力, 口径等の選定によっては安定した二相流動が可能であることを示唆している。図6は, 多孔ノズルの噴霧特性

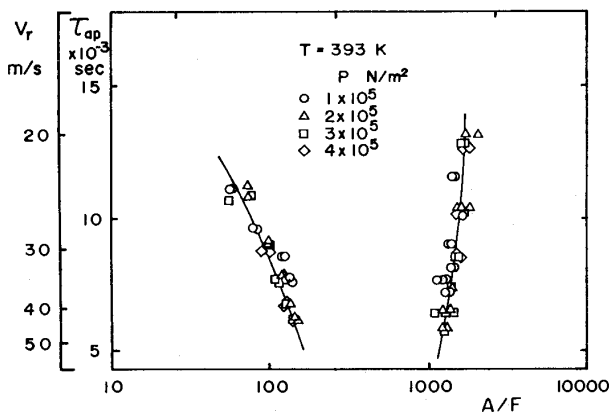


図4 吹消え限界に及ぼす圧力の影響

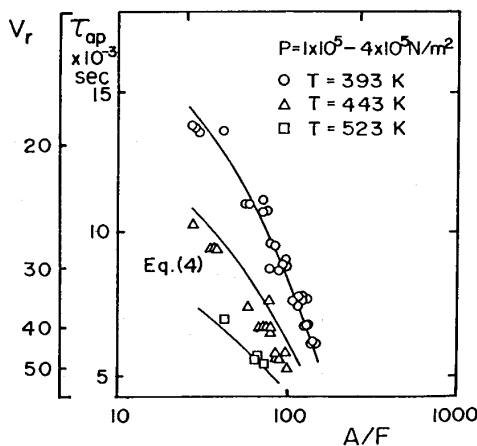


図5 吹消え限界に及ぼす温度の影響に関する実験結果と予測値との比較

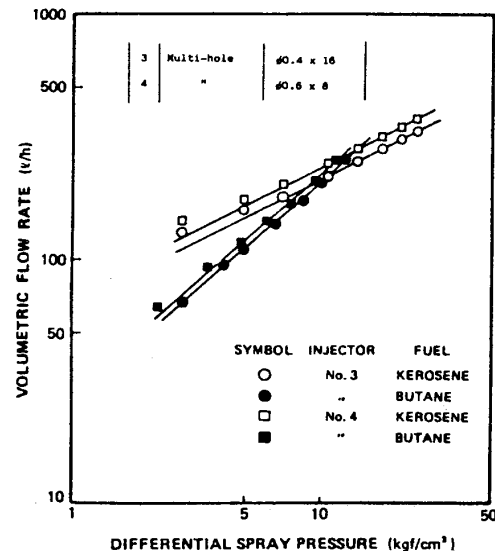


図6 液化ブタンの噴霧特性(多孔ノズル)

であるが、液化ブタンでは $Q \propto \Delta P^{0.88}$ となり单相流の流量特性を示さない。通常のうず巻式噴射弁でも類似の流量特性となるが、図7に示すように噴霧角が著しく狭まくなり燃焼器出口温度分布を悪化させる。示温塗料による燃焼器の壁温レ

ベル (A < B < C < D < E の順に高温) を図8に示すが、液化ブタンでは灯油より低い壁温が得られる。

今後は、起動、停止などの燃料制御系の検討が課題であると考えられる。

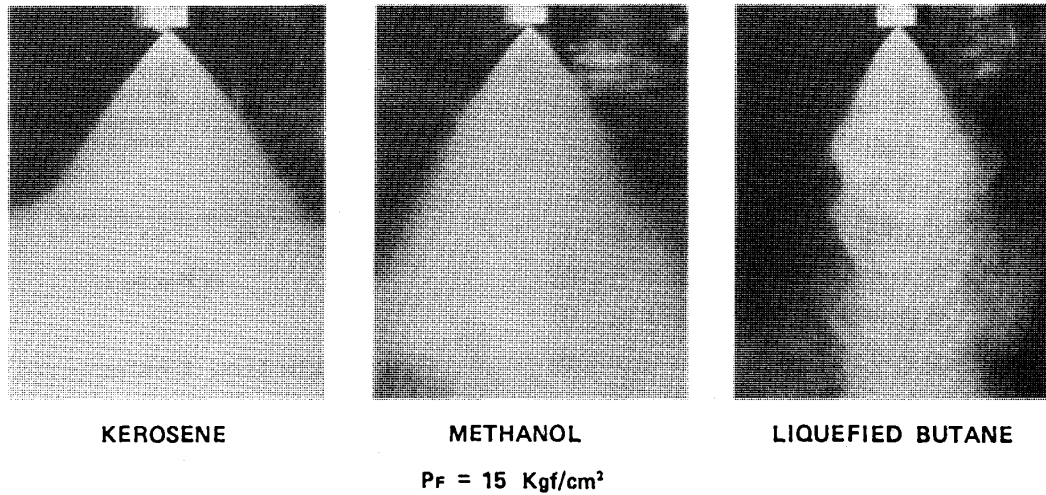


図7 液化ブタンの噴霧特性 (うず巻噴射弁)

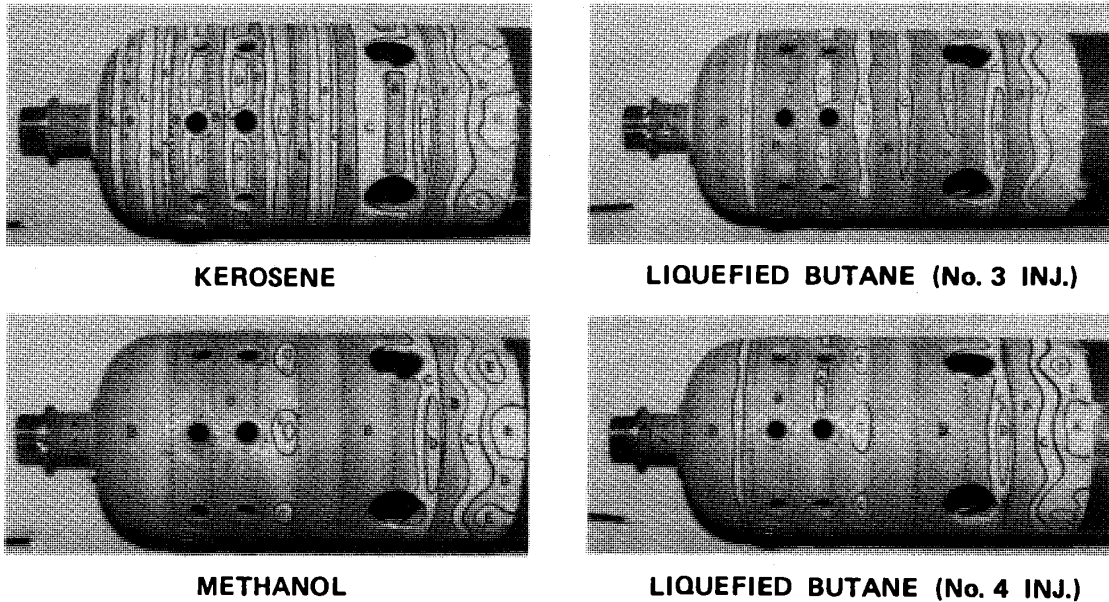


図8 液化ブタンの壁温レベル

4. メタノール燃焼ガスタービン

アルコール燃料をガスタービンへ適用した場合の特徴、問題点、討験実績、熱効率の改善方法等について本紙昭和56年12月号に紹介されている。⁽¹⁰⁾ 最近のエネルギー需給の緩和から石油代替燃

料としてのメタノールの導入利用に関する活動は今一つぱっとしないものの地道に続けられている。その後、国内では資源エネルギー庁がメタノールの利用可能性調査とともにガスタービン燃焼実証試験の検討を行ってきているし、民間でも国内アル

コール燃料技術(AFT)委員会が活動しており、57年に第5回AFT国際シンポジウムが開かれた。⁽¹¹⁾ ニュージーランドでは220MWのメタノール焼きガスタービン稼動した。⁽¹²⁾ フランスでは57年から国がアルコール計画をナショナルプロジェクトとして取り上げメタノール焼きガスタービン発電所の検討もしているようである。

さて、メタノールをガスタービンで使用する場合の形態としては、液体、蒸気、分解(CO , H_2)改質(H_2 , CO_2)、石油燃料とのエマルジョン/混合、混焼、水との混合が考えられる。これ迄、既設ガスタービンで実機あるいは台上試験されているものは液体メタノールが主で、一部水との混合の形であった。最近ではリパワリングと称し古い発電所の置換や改造を行い、ガスタービンを新たに導入してスチームタービンとの複合サイクルとし、将来的にはボイラ燃料として石炭ガス化ガス/メタノールを、ガスタービン燃料としてメタノール(液体、蒸気、分解、改質)を使う事により、石油燃料代替、出力・熱効率向上、 NO_x ・サーマルエミッションの低減の一石三鳥を狙ったスタディも見られる。⁽¹³⁾

次にメタノール燃焼時の特徴と燃焼器設計時の留意点について述べる。但し、分解、改質での使い方はガス燃焼の分野であり、また蒸気メタノールの燃焼もそれに近いと考えられるので、ここでは液体メタノールの場合に限る。種々のガスタービンの試験結果⁽¹⁰⁾⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾を見るとメタノールを使用した場合は、いずれも石油燃料に比較して NO_x 低減が著しい(主として火炎温度が低いため)。スモークは殆んど発生しない(H/C 比が大きいため)、炭素粒子の生成が少なく火炎からの輻射が小さいので燃焼器ライナの耐久性は天然ガスなみに向上すると言われている。着火性は良いが、これは蒸発潜熱が石油燃料の約3倍と大きくそのため蒸発速度が小さくなるにもかかわらず、噴霧特性が良いためであろう(図9)⁽¹⁶⁾。燃料希薄側吹消え性能は劣ることがあるのでガスタービンの減速燃料は増加させる必要がある(図10)⁽¹⁶⁾。 CO 、 THC (未燃の全炭化水素)は増加するガスタービンとそうでないものがある。従って燃焼効率も悪くなるものとそうでないものがある。燃料噴射方法(圧力噴霧式と気流微粒化式)を変え、

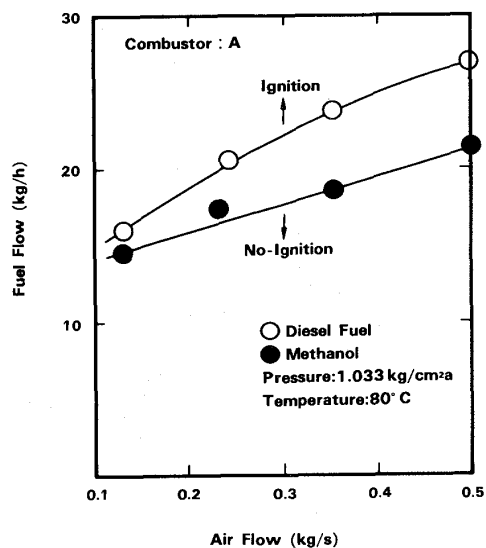


図9 Ignition Characteristics

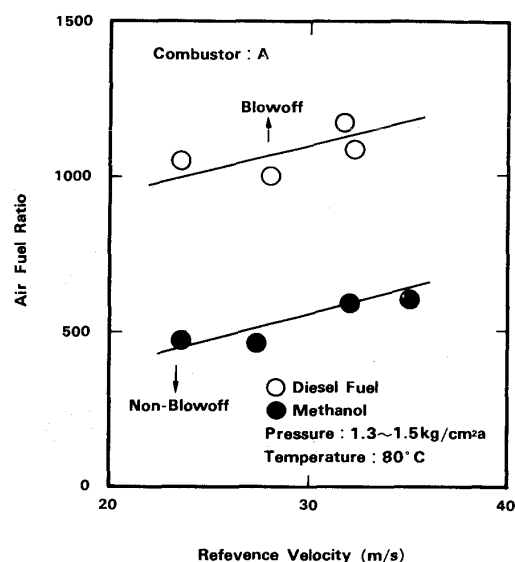


図10 Blowoff Characteristics (Fuel Lean Side)

かつ燃焼室への空気量配分(燃料過濃な一次燃焼域をもつものとそうでないもの)を変えて行ったモデル燃焼器(表1)の試験結果⁽¹⁶⁾を表2に示す。一方この試験での燃焼効率(図では燃焼不完全率=100-燃焼効率%)を示す)を図11に示す。これによるとメタノール使用時の燃焼効率は、無負荷時ではB型(圧力噴射弁と一次燃焼域に空気を多く導入したライナの組合せ)が最も高い。定格時ではC型(気流微粒化噴射弁と上記B型同様一次燃焼域に空気を多く導入したライナの組合

表1 Description of 3 type of Combustors

Combustor Type	Fuel Nozzle Type	Distribution of Air Holes (%)			Total Area of Air Holes (cm ²)
		Primary and Secondary	Dilution	Cooling	
A	Pressure-atomizing type	25	47	28	194
B	Pressure-atomizing type (same as "A")	44	28	28	135
C	Airblast-atomizing type	44	28	28	135

表2 燃焼器形態の違いによるメタノール使用時の特性比較

項目	(3) 負荷(%)	燃焼器形態によるエミッション指数の比 (1/2)			コメント (メタノール使用時の軽油使用時に対する比較)
		A型	B型	C型	
CO	0	0.6	0.6	0.5	形態の違いによらず約半となる。
	100	1.1	1.1	0.2	A, B型は大差がない。C型は低下する。
THC	0	13	6	1.3	かなり増大する。増大する場合は形態によりかなり異なる。
	100	7	4	0.2	C型は低下する。
NO _x	0	0.3	0.3	0.2	
	100	0.15	0.15	0.1	軽油時の約10~15%まで減少する。
スモーク バックラッシュ スモークナンバー 上段:軽油 下段:メタノール	0	7	6	3	目視不可となる。
	(4) 100	9	7	0	目視不可となる。
燃焼効率	0	0.94	0.96	0.98	著しい燃焼効率の低下は無い。
	100	0.995	0.997	1.003	殆んど燃焼効率の低下は無い。C型は良くなる。

(注1) エミッション指数=エミッション(φr)/1kgの燃料
 (注2) メタノール燃焼時のエミッション指数/軽油燃焼時のエミッション指数
 (注3) 0%負荷は発電機出力=0相当の時を示す(エンジン回転速度82%)
 100%負荷はエンジン回転速度100%の時を示す
 (注4) 補正パラメタが無いので、試験時の圧力(4.53kg/cm²)における比較

せ)が最も高く、この場合は軽油使用時より高い。これは噴霧粒径と一次燃焼領域の空燃比に関連であろう。即ち圧力噴射弁ではメタノールの動粘度、表面張力、比重が軽油より小さく、噴射圧も高くなるので粒径は小さくなり、CO、THCは減少する方向にある。しかし軽油時の約2.2倍のメタノールを必要とすることから燃料過濃気味となる。無負荷時のように空燃比の大きい時は圧力噴射弁が、更に一次燃焼域の空気の多い方が有利のようである。一方気粒微粒化式は無負荷時は微粒化用空気量も十分でなく噴霧粒径も大きく、CO、THCも多くなる方向にある。しかし定格時は微粒化も促進され、かつ空気と燃料の混合も十分であるため気流微粒化式が有利となっている。結局メタノール使用時はCO、THCを減少させ燃焼効率を確保する為には燃料の微粒化と空気との混合

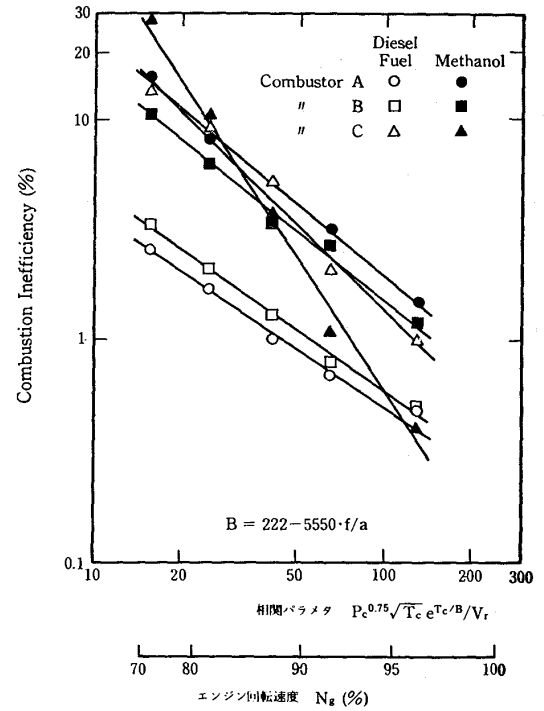


図11 Combustion Inefficiency

を適切に行うことが必要な場合もあることを示している。

石油燃料にメタノールを混ぜた場合の試験例としては、RRのDart 504 燃焼器を用いて軽油に30%までメタノールを混合(恐らくエマルジョン化)したのがあり、⁽¹⁷⁾メタノールを加えることによって軽油時より燃焼効率、CO、THC、NO_xは改善されたとしている。またメタノールに水を混合した結果⁽¹⁸⁾では、20%の水を加えることによってNO_xを更に半分以下にしている。

5. 石炭燃焼ガスタービン

石炭を微粉にして直接オープンサイクル・ガスタービンで燃やす試みは過去に行われたが、ブレードの腐食等の問題のため成功しなかった。最近では、タービン翼の冷却技術や耐熱合金の開発に加えて、石炭ガス化など燃料の供給形態を改善することにより高性能な石炭燃焼ガスタービンを実現すべく研究開発が行われている。

5-1 石炭ガス化ガス 石炭ガス化ガスは約900℃以上の高温での石炭のスチームクラッキングで作られ、ガス化炉に空気を吹き込む場合は800~1500 Kcal/Nm³、酸素を吹き込む場合は1800~3000 Kcal/Nm³程度の低・中カロリーガスが得られる。

主要な可燃物はCOとH₂であり、N₂、CO₂などの多量の不活性ガスを含んでいる。低カロリーガスの一時的燃焼特性は本シリーズの論・解説^{(2),(3)}にも述べられているが、とくに空気吹込みの低カロリーガスでは、燃焼速度が遅いためCOエミッションが増加し吹消えも起き易くなることから、滞留時間を大きくするような燃焼器の改修や燃料ノズルの開発が必要になる。図12にGEで行われたシングルバーナテストの例を示す。⁽¹⁹⁾MSシリーズ燃焼器を低カロリーガス用に改修したものであるが、ガス組成のわずかな違いが燃焼器性能に影響を及ぼすため十分な注意が必要である。又NO_xは、表3に示すように十分低くなる。一方酸素吹込みの中カロリーガスでは、殆んど通

常の天然ガス用燃焼器をそのまま使うことが可能であるが、NO_xレベルは、CO、H₂の高い火炎温度のためにむしろ高くなる場合がある。水洗による燃料ガスクリーンアップ・システムでは、アンモニアが殆んど除去されるが、高温ガスクリーンアップ・システムが採用されると、アンモニアが%オーグで含まれるためFuel NOが発生し、低NO_x燃焼器の開発が必要となる。更に燃料組成の変化、起動・停止など低発熱量ガスでの運転が困難な場合に対処するためにデュアルフェューエル・システムも考慮する必要がある。将来的には、火巧法石炭ガス化(In Situ Coal Gas)燃料も考えられる。

GRANULATED COAL-DERIVED LOW BTU GASES BURNED IN THE GAS TURBINE DEVELOPMENT LABORATORY SINGLE BURNER TEST STAND

Components (% Vol)	Texaco O ₂ -Blown	Lurgi Air-blown				Texaco Air-blown	Texaco Air-blown (lignite)
		4BR	3BR	8BR	6BR		
N ₂	-	31.3	31.7	27.7	34.5	57.2	30.6
H ₂ O	-	29.6	32.8	35.4	33.7	-	24.0
CO ₂	19.9	5.9	7.5	10.3	11.0	8.2	9.7
CO	49.2	12.8	8.8	6.5	4.8	21.2	9.0
H ₂	28.7	17.2	15.4	15.9	11.4	12.6	6.5
H ₂ S	-	-	-	-	-	-	0.2
CH ₄	0.3	3.1	3.5	3.9	4.3	0.1	-
C ₂ H ₆	-	0.1	0.3	0.3	0.3	-	-
AR	1.9	-	-	-	-	0.7	-
LHV-Btu/SCF	242	118	108	104	91	103	48

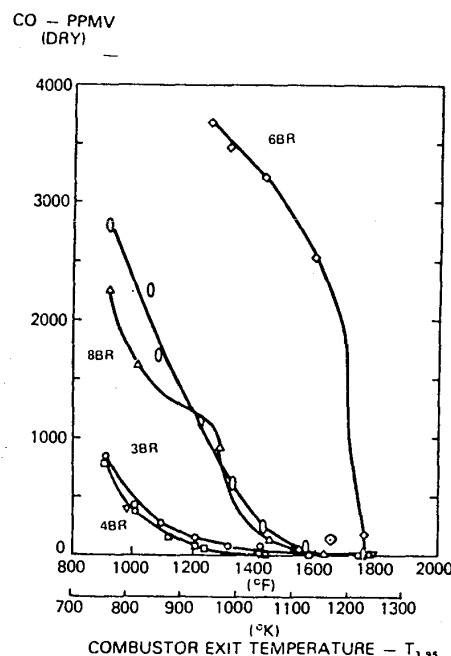


図12 石炭ガス化ガスの燃焼特性

表3 石炭ガス化ガスのNO_x 排出レベル

RELATIVE NO_x EMISSIONS⁽¹⁾

Gas	LHV-Btu/SCF	T _{fl} -F	Relative NO _x ⁽²⁾
Natural Gas	1,025	3,870	1.00
Carbon Monoxide	321	4,155	1.90
Hydrogen	274	4,164	1.94
Texaco O ₂ -Blown	273	3,995	~1.35
Lurgi Air-Blown	126	3,060	0.14
Texaco Air-Blown	91	-	0.10

(1) Assuming the absence of nitrogen burning compounds and the same combustor design.

(2) NO_x/NO_x(natural gas)-PPMV/PPMV

5-2 石炭液化燃料 石炭の液化には熱分解、直接液化および間接液化の三方式があり、SRC法、H-Coal法、EDS法などのプロセスが開発されている。表4に代表的な石炭液化燃料の性状を示すが、通常の石油系標準燃料と比較するとH分が少なく芳香族成分が多い。このためにガスタービン燃焼器で用いる場合に、すすの発生が多く火炎輝度も上昇して火炎ふく射が増加することから燃焼器壁温が上昇する。図13には、H分と壁温上昇の関係を示す。H分の少ない石炭液化燃料

表4 石炭液化燃料の性状

Coal Liquid	Viscosity _{est} 313°K	Percent H(wt)	Percent N(wt)	Percent O(wt)	Percent S(wt)	Aromaticity %C _A	Boiling Range °K
SRC Wash Solvent	1.75	9.22	0.35	5.7	0.26	61	423-510
SRC LT. Organic Liquid	1.03 (283°K)	12.18	0.29	3.3	0.57	28	325-474
SRC Recycle Solvent	6.04	7.74	0.69	2.2	0.30	76	484-661
H-Coal (Light)	1.12	11.38	0.16	1.4	0.13	34	371-515
H-Coal (Medium)	2.56	10.03	0.33	1.2	0.09	43	459-581
Exxon Fuel	2.67	9.95	0.08	0.3	0.03	53	428-637
No. 2 Oil Baseline	2.61	12.93	0.008	<0.1	0.093	19	454-629

では壁温が標準燃料より100℃以上も上昇するため効果的な壁面冷却法の開発が必要となる。一

例として図14に、WH社が研究開発を進めている新冷却法(ラミロイGM社の登録商標)の概念を示す。⁽²⁰⁾

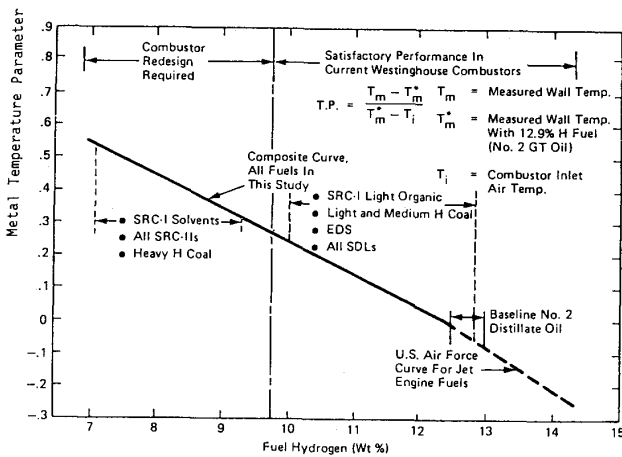


図13 壁温の傾向⁽²⁰⁾

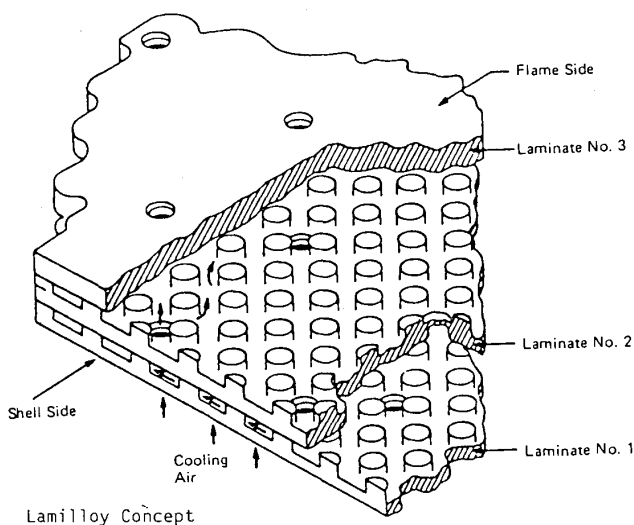


図14 燃焼器の新冷却方式

石炭液化燃料では、石炭中のN分が入りこむため、燃料中のN分が無視できず Fuel NO_x の発生が問題となる。図15にNO_x 発生レベルを示すが、⁽²⁰⁾ 石炭液化燃料ガスタービンでは、低NO_x 燃焼器の開発が必要である。Fuel NO_x に対しては、水噴射は効果的でなく、燃料過濃な一次燃焼で Fuel NO_x を抑制する Rich-Lean 燃焼法の研究開発が進められている。図16, 17に燃焼器の例と試験結果を示す。⁽²¹⁾

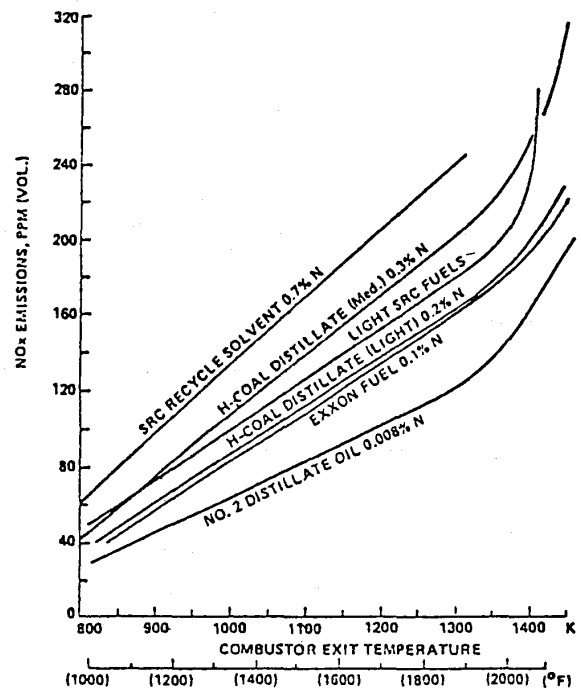


図15 燃料中N分とNO_x エミッション

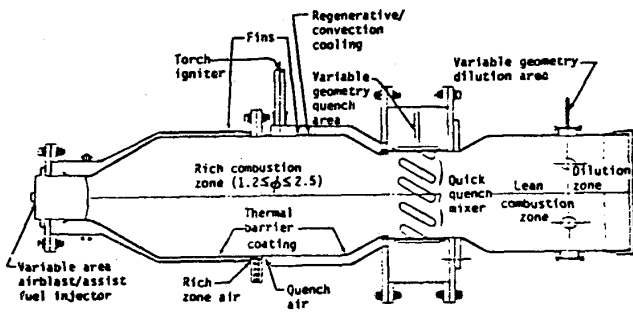


図16 Rich-Lean燃焼器

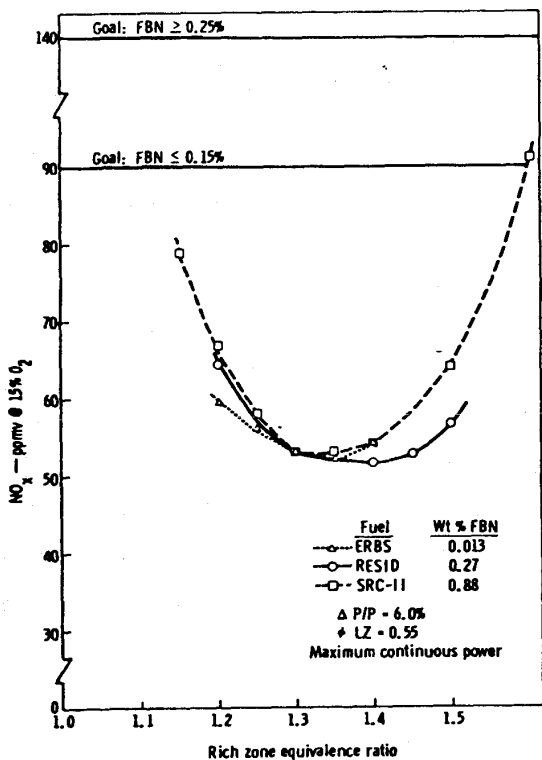


図17 Rich-Lean 燃焼器のNO_x発生

石炭液化燃料の着火性、燃焼安定性、コーキングはとくに問題がなく、燃料ハンドリングもガスタービンとして許容される範囲であり、標準のNo. 2 oil との混合にも問題がないと言われているが、⁽²⁰⁾ 今後さらに実証的な研究が必要であると思われる。

5-3 直接燃焼 ガス化、液化に供うエネルギーの変換ロスが減らして直接石炭を燃焼させようとする新しい試みに、加圧流動床燃焼(PFBC)、超クリーン水スラリー燃焼(UCCWM)方式がある。PFBCは、燃焼器内で脱硫が行えるなどの特徴を持つが、従来のガスタービン燃焼器技術から大きく離れたものになり、本稿では省略する。UCC

WMでは、石炭を平均3 μ 程度の微粒にしてクリーン化し、石炭濃度60%程度の水スラリーとしてガスタービンで直接燃焼させようとするもので図18にガスタービンシステムを示す。米国の新設火力の公害規制(NSPS)に準拠すべく、排ガスでの脱S、脱じんが組込まれており、500MWベースロードとして石炭火力と比較すると\$1.80/10⁶Btuの石炭が\$2.92/10⁶BtuのUCCWMとして供給されれば電力原価が等しく、単期建設が可能な有望なプラントであるとしている。⁽²²⁾ 表5は、Otisca-TプロセスによるピックバーグNo.8炭のクリーン化石炭で平均3 μ 、最大20 μ のスペックであり、60%濃度水スラリーで8,760Btu/lbの発熱量となる。

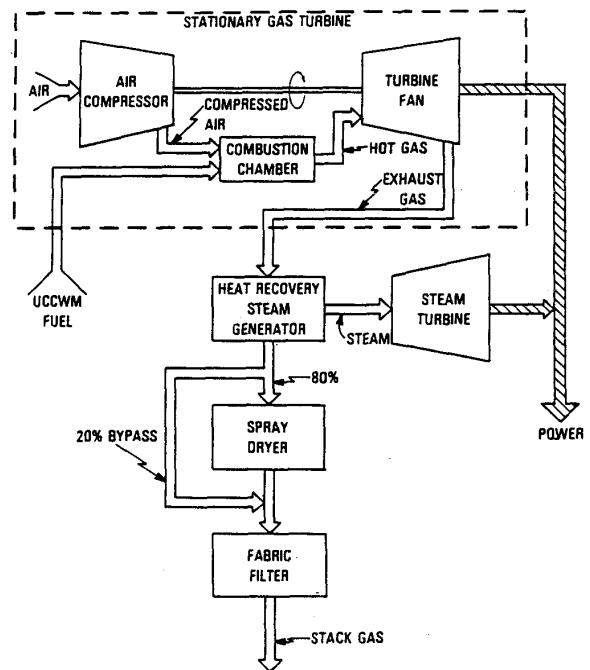


図18 UCCWM ガスタービンプラント

表5 UCCWMの性状

(Weight Percent)

	Parent Coal	Cleaned Coal
Carbon	77.01	81.76
Hydrogen	6.10	6.66
Nitrogen	1.57	1.71
Sulfur	1.18	0.83
Oxygen	5.90	8.42
Ash	5.51	0.62
Water	2.73	0.00
HHV (Btu/lb Coal)	13,770	14,605

CWMの大気圧燃焼では、平均粒径約 30μ 、 50μ のものは、灰分の堆積があるが、約 10μ のものは殆んど堆積がみられず、燃焼効率は98%以上が得られており、灰分の少ない 3μ 程度のUCCWMの燃焼試験の成果が期待されている。⁽²³⁾

6. 水素燃焼ガスタービン

水素燃焼ガスタービンの研究は少く、1950年後半に当時のNACAが液体水素燃料用ジェットエンジンの実験を行い、⁽²⁴⁾ 1970年代半ばに米海軍⁽²⁵⁾ やわが国の船舶技術研究所⁽²⁶⁾ がそれぞれ軸出力ガスタービンの水素燃焼の実験を行っている位である。しかし水素の特性はガスタービンの燃料に最適で、水素燃焼ガスタービンは将来の発展が期待される。

灯油を燃料として使用する小型一軸型ガスタービンの噴射弁と燃料供給系のみを水素用に改造して、発電機用特性で運転すると図19から図22がえられる。

図19はガスタービンの回転数を100%に保ち負荷を変化させた場合の水素及び灯油運転時の熱効率で、両燃料の間で差は見られない。排気中の未燃水素ガス濃度より判断すると水素運転時の燃焼効率はほぼ100%と推定される。

図20に示すように水素運転時のタービン出口ガス温度は灯油運転時のそれより低くなっている。これは比熱の大きい水素がにほ常温で燃焼器へ供給されていることと水蒸気を多量に含む燃焼ガスの比熱が大きいため、水素運転時のタービン入口温度が灯油運転時より低くなる結果である。

水素ガスを燃料として供給する時の水素の圧縮仕事は無視できない。水素の発熱量および単位質量あたりの圧縮仕事をそれぞれ H_0 、 w_p とし、液体燃料使用時のガスタービンの熱効率を η_0 、水素使用時のそれを η とすると、 $\eta = \eta_0 - w_p/H_0$ となる。

w_p/H_0 を図21に示す。さきの実験では、水素は高圧ポンプから供給されているが、水素の圧縮仕事を含めた正味の熱効率では100%出力(圧力比8.4)で約4%も低下することになる。

燃焼器内の空気配分を灯油燃焼用のままにして水素を燃焼させると図22に示すように窒素酸化物の排出量は灯油燃焼時より多くなることが観測された。いっぽう燃焼器ライナ温度は水素火炎の

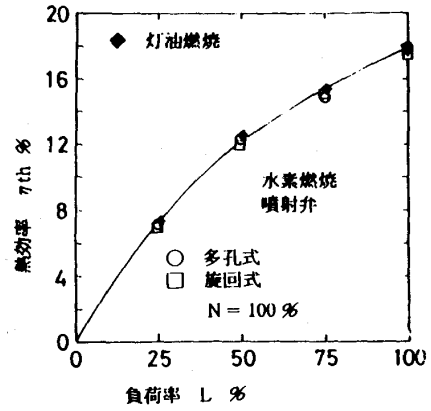


図19 ガスタービンの熱効率

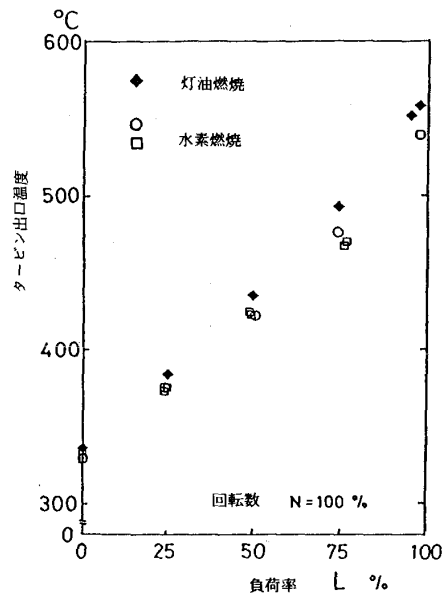


図20 タービン出口排気温度

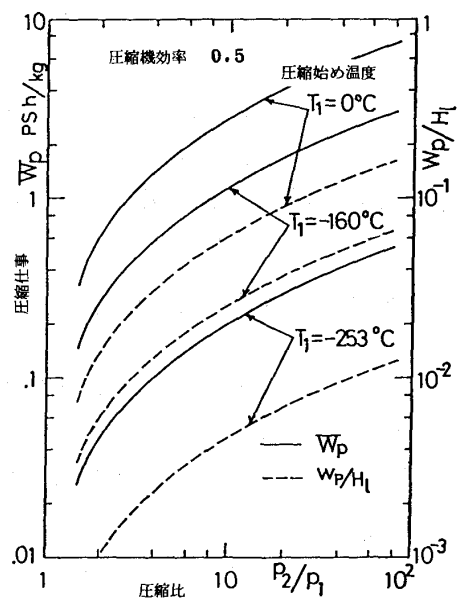


図21 水素ガスの圧縮に要する仕事

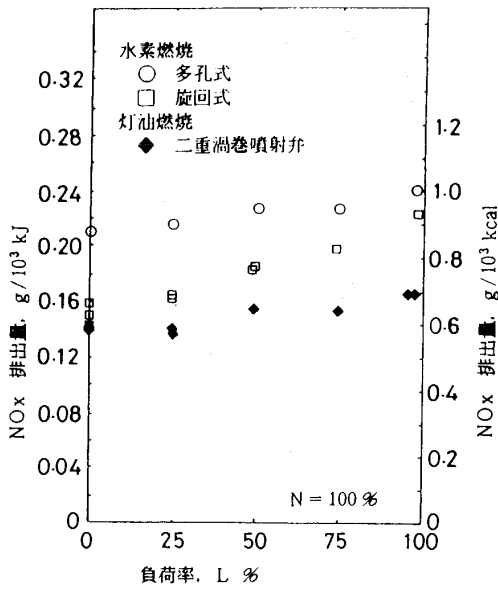


図22 ガスタービンからのNO_x 排出量

ふく射が少ないため灯油燃焼時より約 200℃ほど低下する。灯油燃焼時の一次燃焼領域に相当する部分に空気を集中的に配分するようにすると図23に示すように窒素酸化物は大幅に低下させることができる。

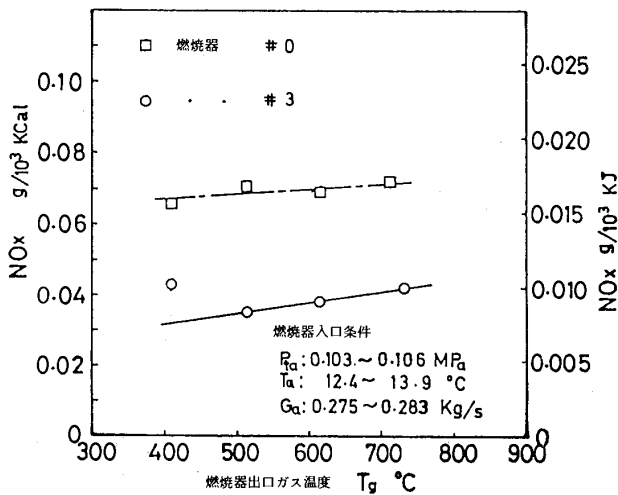


図23 燃焼器単体試験におけるNO_x 排出量

噴射弁と点火栓の距離が遠く、着火時の水素噴射量が多いとたとえ空燃比を大きくしても爆発的着火が生じるので、点火栓の位置や着火時の水素流量の設定には注意が必要である。

水素の特性（熱伝導率，比熱，可燃限界，燃焼速度いずれも大）を生かして，水素をタービン翼の冷却に使ったのち翼の後縁から翼の wake 中に

吹出して燃焼させて，主流ガスをタービン流路内で再熱することができる。⁽²⁷⁾ 図24は，重量流量比で主流の0.2%（主流を100℃再熱に相当）の水素を翼の後縁から，平均流速400 m/s，温度900℃の主流中に吹出して燃焼させているところである。吹き出された水素は後縁からあまり離れない間ではほぼ100%燃焼する。

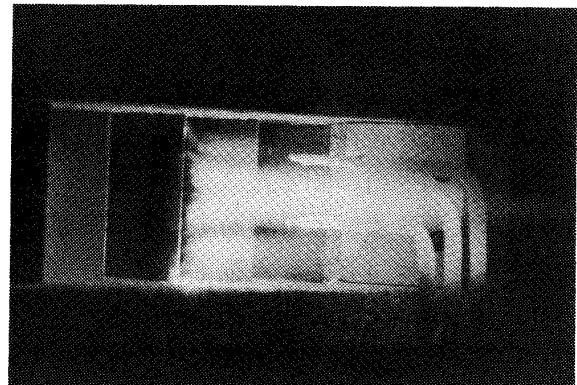
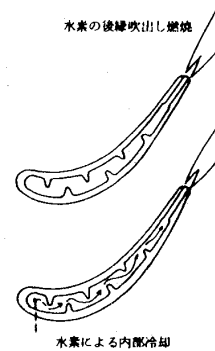


図24 水素の後縁吹出し燃焼翼列実験

7. デュアルフューエル・システム

ガスタービンの燃料に対するフレキシビリティを積極的に活用して二種の燃料を混焼できるようにすることは，エネルギー多様化時代に対応して重要なことであり，原動機としてのガスタービンの地位をより高めるものと考えられる。例えば，燃えにくい極低カロリーガスに対する補助燃焼，主燃料の燃料変動を補完する燃焼系統などを持つことによって各種プラントにおけるガスタービンの用途を広げることができる。

図25にM I Aガスタービン用のガス・液デュアルフューエルノズルを，図26にその燃料系統図を示す。⁽²⁸⁾ エンジンの起動は液体又はガスのいずれか一方の燃料で行い，定格回転数到達後は，任意の負荷条件で，ほぼ任意の比率での混焼又は

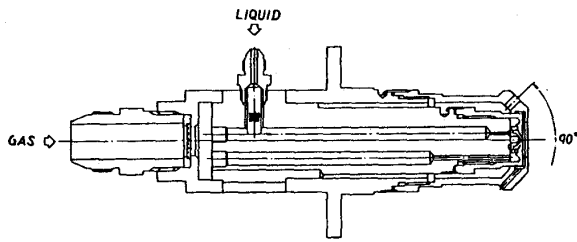


図25 デュアルフェューエルノズル - (1)

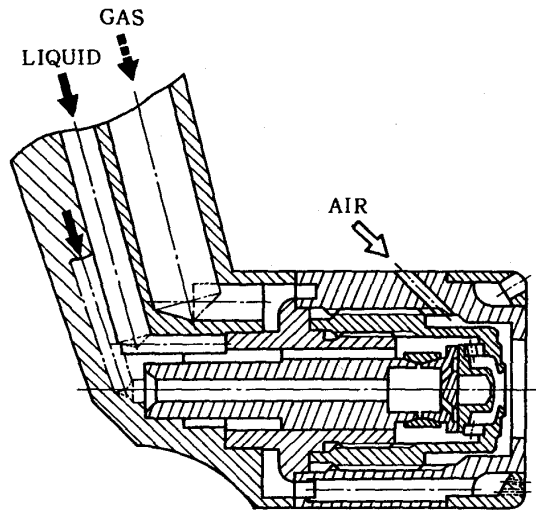


図28 デュアルフェューエルノズル - (2)

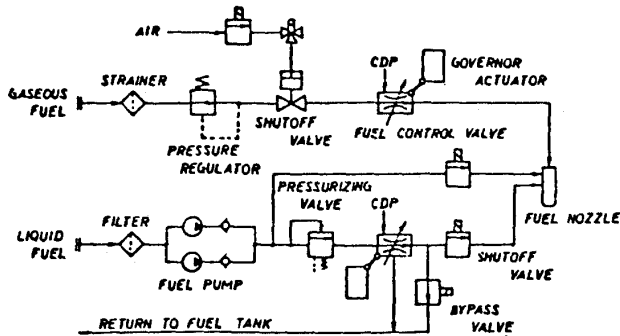


図26 デュアルフェューエルシステム

切換えが可能で、回転数変動は0.5%以内であった。図27は、灯油、メタン混焼時 ($W_{FL} / W_F = 0.5$) のエミッション特性で、各々の単独燃料のほぼ中間の特性を示している。図28はIM1500ガスタービンのガス・液デュアルフェューエルノズルであり、アイドル整定後任意の混焼切換えが可能である。⁽²⁹⁾ 図29は、MS5001用ガス・ガスデュアルフェューエルノズルの例であり、低カロリーガスは空気との混合を良くするように工夫されている。⁽³⁰⁾

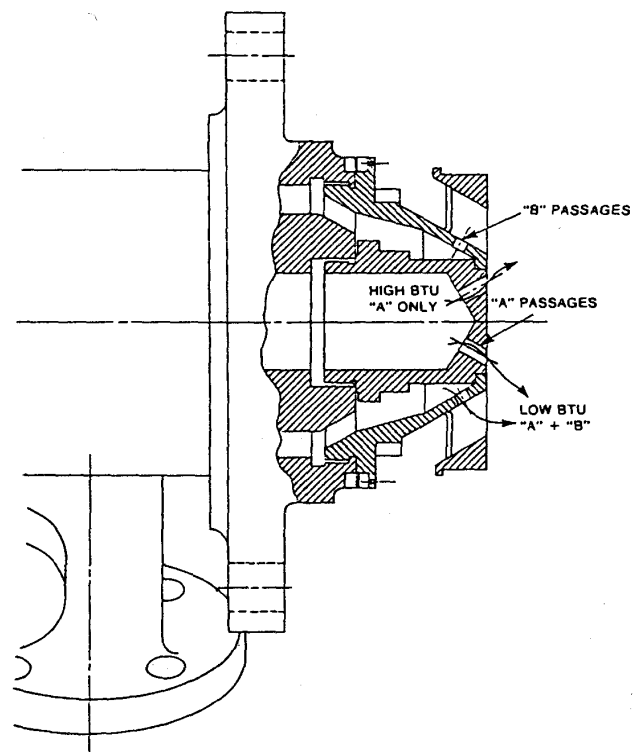


図29 デュアルフェューエルノズル - (3)

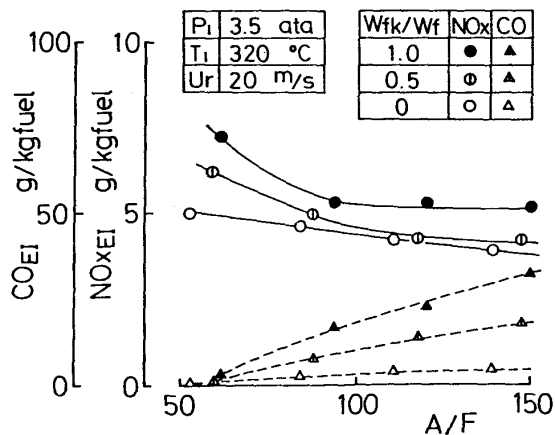


図27 混焼時のエミッション特性

8. あとがき

燃料別ガスタービンシリーズの解説の最後として、ガス燃焼の吹消え特性に関する基礎的考察を始めとして、LPG、メタノール、石炭、水素の各燃料をとりあげ、主として燃焼関連技術を中心に解説を行った。また、燃料多様化に重要な役割を果たすデュアルフェューエル・システムについても触れた。なお、本稿ではとりあげなかったが、近年研究が進められている触媒燃焼器も環境適応性

と共に燃料多様化に対するポテンシャルを持っており注目しておく必要がある。

今後ガスタービンがエネルギー多様化の時代に対応して発展していくためには、各種燃料焚きに関する地道な要素研究に加えて、実機システムとしての運転実績が積み重ねられる必要がある。

(本稿は、編集委員内で小委員会を作り各委員が分担執筆したものである)

参考文献

- (1) 松木他, 日本ガスタービン学会誌, 10-37(昭57-6), 36.
- (2) 高木, 日本ガスタービン学会誌, 11-42(昭58-9), 4 および11-43(昭58-12), 33.
- (3) 福江, 日本ガスタービン学会誌, 11-42(昭58-9), 12.
- (4) 西嶋, 日本ガスタービン学会誌, 11-43(昭58-12), 44.
- (5) 日本機械学会, RC-51 燃焼装置の合理的設計手法研究分科会 研究成果報告書(1982), 62.
- (6) Sato, J., Sato, Y., ASME - JSME Thermal Engineering Conference (1983), 227.
- (7) Sato, J., Uji, S., 15th International Congress on Combustion Engines (1983), 85.
- (8) Tsuji, H., Prog. Energy Combust. Sci., Vol. 8, P93.
- (9) Kajita, S. et al., ASME 81-GT-50.
- (10) 佐藤, 日本ガスタービン学会誌, 9-35(昭56-12), 22.
- (11) 檀上, 日本ガスタービン学会誌, 10-40(昭58-3), 57.
- (12) Ball, R.W., Tritt, S.B., 15th International Congress on Combustion Engines (1983), 727.
- (13) California Energy Commission, P500-83-005(1983).
- (14) California Energy Commission, P500-82-036(1982).
- (15) California Energy Commission, P500-82-037(1982).
- (16) Sato, Y., Sato, J., 15th International Congress on Combustion Engines (1983), 703 および本文献の "Contributions and Author's Replies (近く発行予定)."
- (17) Goodger, E.M., Barreto, J.L. de B., Petroleum Review (Sept. 1981), 26.
- (18) Von KeinSmid, W.H. 他2名, ASME 81-GT-64.
- (19) Hilt, H.B., Farrell, R.A., GE Gas Turbine Reference GER 3092(1979).
- (20) Decorso, S.M., 15th International Congress on Combustion Engines (1983), 239.
- (21) Novick, A.S. et al., ASME 83-GT-140(1983).
- (22) Bajura, R.A. et al., 5th International Symposium on Coal Slurry Combustion and Technology (1983), 358.
- (23) Waltermire, D.M. et al., 同上, 692.
- (24) Lewis Lab. Staff, NACA RM E57D23(1957).
- (25) Ford, A.E., SAE Paper No 770797(1979).
- (26) 野村ほか, 船舶技術研究所報告, 18-2(昭56).
- (27) Kan, S. et al., 1983 Tokyo Intr. Gas Turbine Congress 83-Tokyo-IGTC-26(1983).
- (28) 梶田, 森ほか, 第8回ガスタービン定期講演会(昭55), 19.
- (29) 石川島播磨技報, 21-1(昭56), 51.
- (30) Battista, R.A. et al., ASME 82-GT-255(1982).

多層ディスクロータの最適スタッキング法

(株)日立製作所 瀬川 頼英
 (株)日立製作所 黒沢 宗一

1. まえがき

ガスタービンロータには図1に示すような複数

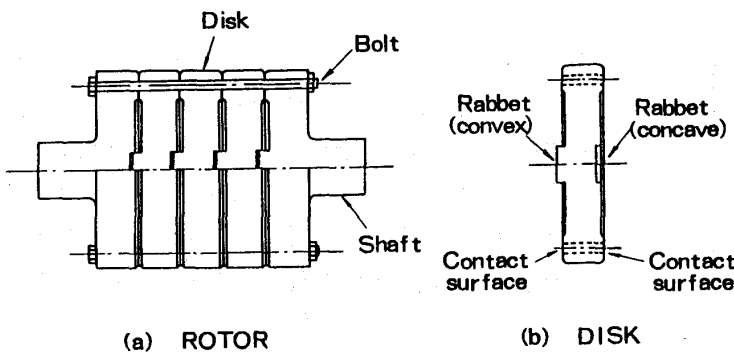


図1. 多層ディスクロータの構造

のディスクをさねはぎ(通称印ろう)結合し、複数のボルトで重ね締めした構造を有するものが少なくない。このようなロータ(以下多層ディスクロータと呼ぶ)は組立時にディスクの加工誤差に起因して過大な振れや不釣合を生じ、組立上問題となることがある。筆者らはこの問題を解決する方法として多層ディスクロータの最適スタッキング法を考案検討した。これに関する研究資料は一般に殆んど見られず、最近の資料として「組立ロータの初期不釣合制御の最適化」と題する李・岩壺氏らの研究報告⁽¹⁾があるに過ぎない。しかし、そこに扱われている最適化の方法は特殊な方法である。これに対して筆者らは全く一般的な方法を考案して、より最適なロータ組立が可能になるような方法を検討した。以下この方法を示すとともに、この方法の有効性および妥当性について数値シミュレーションにより検討した結果を論じる。計算モデルの対象には政府大型プロジェクト「ムーンライト計画」の高効率ガスタービンの中低圧タービンロータを取上げた。

(昭和58年9月22日原稿受付)

2. 理 論

2-1. 主な記号

- e : ディスクさねはぎの心振れベクトル
- k : ディスクに付した番号
- $m^{(k)}$: ディスク部での不釣合能率
- M : ロータの不釣合能率
- n : ディスク総数
- n' : $n' = n - 1$
- $u^{(k)}$: ディスク部での静不釣合
- U : ロータの静不釣合
- zz : ロータの組立軸
- $z'z'$: ロータの回転軸
- θ : ディスク接合面の面振れベクトル
- θ_m : 軸 zz に対するディスクの傾き

添 字

- k : ディスク番号
- L : 左側
- R : 右側
- $*$: 軸 $z'z'$ に対して定めた状態

2-2. ロータ構造 多層ディスクロータの構造を上記の図1に示す。ロータの主要部であるディスク(シャフトを含めた総称)の両端には、ディスク相互のロータ軸直角方向の位置決めに関与するさねはぎ(凹状、凸状の2種類)およびディスク相互のロータ軸方向の位置決めに関与する接合面がある。ここに、ディスク両端での加工誤差として、さねはぎ中心のずれあるいは接合面の非平行がある場合、組立てたロータに歪みが生じる。これがために2点支持したロータの回転軸に関して振れが生じ、さらには、この回転軸に対して各ディスクの慣性主軸(ディスク回転軸に近い方の慣性主軸)が重ならぬときロータに不釣合も生じる。

2-3. 最適積重の原理 考察した多層ディスクロータの最適積重法(最適スタッキング法)の原理を図2に示す。予め計測しておいたディスクさねはぎの心振れおよびディスク接合面の面振れ

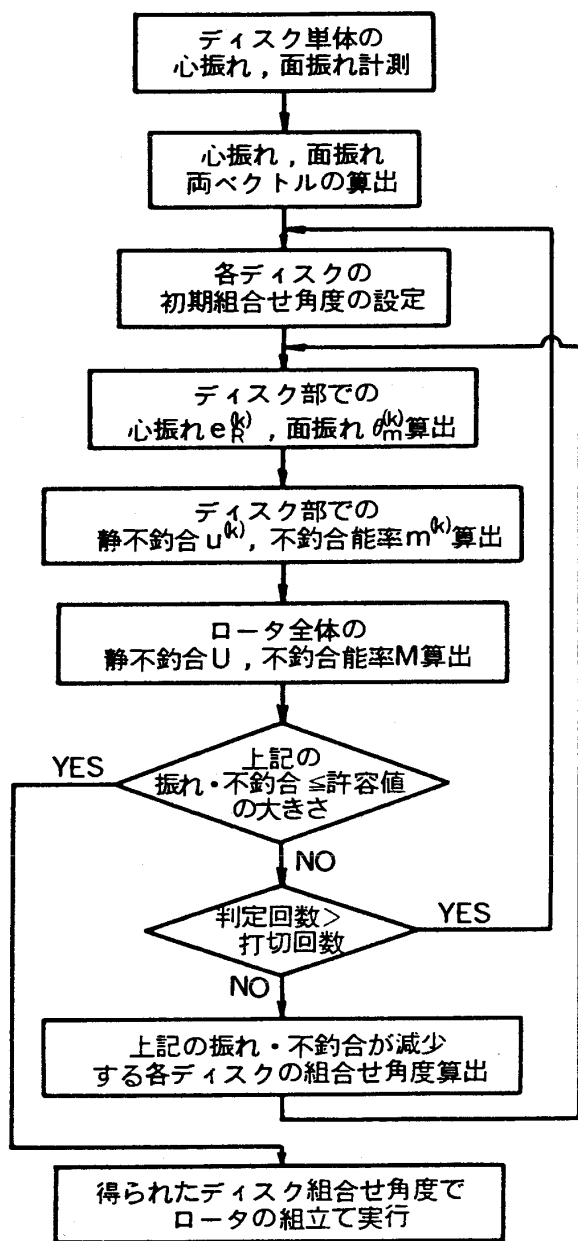


図2. 多層ディスクロータ最適積重の原理図

からロータの振れや不釣合を計算予測し、ディスク相互の組合せ角度をずらせてこれらロータの振れや不釣合が許容値に入る条件を求め、得られた条件のディスク組合せ角度でロータを実際に組立てる。組合せ角度の計算には下記する繰返し計算を行う。また、その角度の初期値は乱数で与えて設定方法の自動化を行い、得られる解の最適化の一般化を図った。

2-4. 計算上の仮定 下記の理論を展開するに当たり次の三つの仮定を設けた。

(1) 一般に加工後のディスクさねはぎ面は真円ではなく、また、ディスク接合面は平面でなく、必ず大小のうねりや凹凸がある。しかし、本方法ではさねはぎの心振れ及び接合面の面振れを大局的に扱うこととしてそれらを見捨てる。

(2) 振れ測定時の回転軸とバランスング時の回転軸とは平行であるものとする。また、ディスクの残留不釣合はバランスングにより完全に除去されているものとして、ディスクの慣性主軸の一つはバランスング時の回転軸に一致するものと仮定する。

(3) 2点支持したロータの回転軸について、ロータが水平状態にあるか垂直状態にあるか、また、静止状態にあるか回転状態にあるかで、軸は一般に形状を異にする。しかし、各ディスクについてロータ回転軸に対する位置関係に殆んど差がないと仮定し、ロータがこれらの状態にあることと無関係に上記のロータの振れ、不釣合を取扱う。

2-5. ディスク単体の振れ ロータを構成する各ディスク左端および右端で計測した振れの測定値からディスク両端での振れベクトルは図3に示すような統計的手法により求める。すなわち、心振れベクトル e については、心振れの測定値 ρ_i を xy 平面で各測定点位置角度 α_i に対応してプロット (○印) したとき、これらの点に最も近い円 (回帰円) の中心座標から求める。ここにベクトルの位相 β は、原点 0 と振れのハイスポットを結ぶ直線が x 軸となす角度である。また、ベクトルの大きさ $|e|$ は、原点 0 と上記の円の中心を結ぶ距離である。また、面振れベクトル θ については、

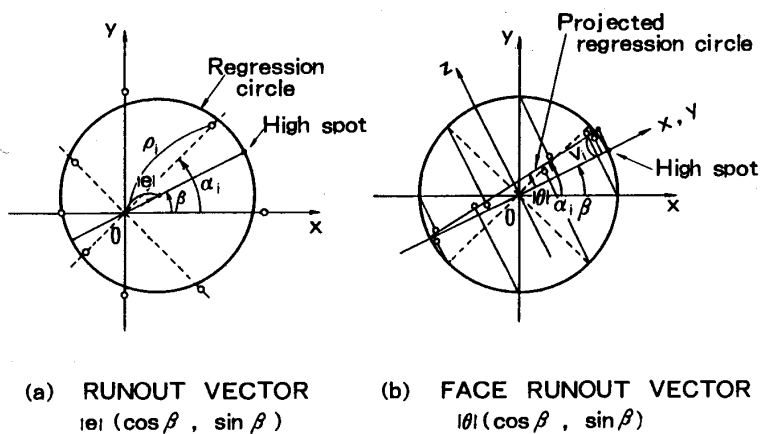


図3. ディスク単体の振れベクトル

面振れの測定値 v_i を xyz 空間で xy 平面上に各測定点位置に対応してプロット (○印, 図は xy 平面に平行に振れのハイスポット位置を真横にみて投影した図を示す) したとき, これらの点に最も近い円板 (回帰円) から求める。ここに, ベクトルの位相 β は xy 平面内で原点 O と振れのハイスポットを結ぶ直線が x 軸となす角度である。また, ベクトルの大きさ $|\theta|$ は上記円板の法線が z 軸となす角度である。これらの振れベクトルは次式で与えられる。

$$e = \left(\frac{2}{m} \sum_{i=1}^m \rho_i \cos \alpha_i, \frac{2}{m} \sum_{i=1}^m \rho_i \sin \alpha_i \right) \dots\dots(1)$$

$$\theta = \left(\frac{2}{mr} \sum_{i=1}^m v_i \cos \alpha_i, \frac{2}{mr} \sum_{i=1}^m v_i \sin \alpha_i \right) \dots\dots(2)$$

m : 測定点数, r : 面振れ測定点の位置半径

2-6. ロータの振れ, 不釣合 n 個のディスクをロータとして積重する様子を図4に示す。1

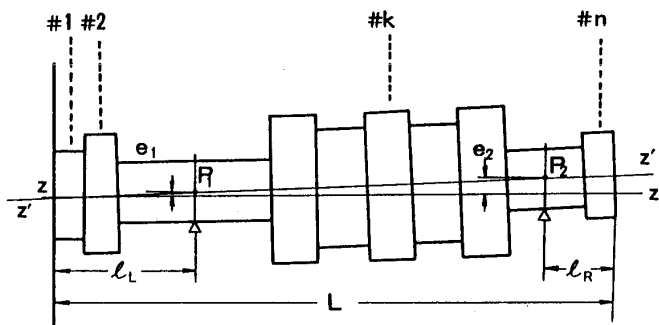


図4. ディスクの積重図

番ディスク左端のさねはぎ中心を通り, 同ディスク左端の接合面に垂直な軸 zz を組立軸として, 左から順にディスクを積重する。この軸 zz に対して各ディスク右端のさねはぎ心振れ $e_R^{(k)}$ およびディスクの傾き (軸 zz に近いディスク慣性主軸の傾き) $\theta_m^{(k)}$ を式(1), 式(2)で表わされるディスクの心振れベクトル, 面振れベクトルから求めれば, 軸受が位置するディスクの軸心点 P_1, P_2 を結ぶ軸 $z'z'$ をロータの回転軸としたときのディスク右端のさねはぎ心振れ $e_R^{(k)*}$ およびディスクの傾き $\theta_m^{(k)*}$ が同様にベクトル量として次式から求められる。

$$e_R^{(k)*} = e_R^{(k)} - e_1 - \left(\sum_{i=1}^k l_i - l_L \right) (e_2 - e_1) / l_0 \dots\dots(3)$$

$$\theta_m^{(k)} = \theta_m^{(k)} + (e_2 - e_1) / l_0 \quad (k=1 \sim n) \dots\dots(4)$$

ここに, e_1, e_2 : 点 P_1, P_2 での軸 zz に対する振れベクトル, l_i : ディスク軸長, l_0 : 軸受間隔 ($L - l_L - l_R$), L : ロータ全長, l_L, l_R : 左側, 右側軸受のロータ軸端からの距離

式(3), 式(4)からロータに関する不釣合, すなわち, ディスク部での静不釣合 $u^{(k)}$, 不釣合能率 $m^{(k)}$, ロータの静不釣合 U , 不釣合能率 M が次式からベクトル量として求められる。

$$u^{(1)} = w_1 (a_1 - e_{L1} - z_1 \theta_m^{(1)*}) \dots\dots(5)$$

$$u^{(k)} = w_k \{ e_R^{(k-1)*} + (a_k - e_{Lk}) - z_k \theta_m^{(k)*} \} \dots\dots(5')$$

$$k = 2 \sim n$$

$$m^{(k)} = z'_k u^{(k)} + J_{dk} \theta_m^{(k)*} \quad k = 1 \sim n \dots\dots(6)$$

$$U = \sum_{k=1}^n u^{(k)} \dots\dots(7)$$

$$M = \sum_{k=1}^n m^{(k)} \dots\dots(8)$$

ここに, w_k : ディスク重量, a_k : ディスク単体について振れ測定時の回転軸に対するバランシング時の回転軸のずれベクトル (2.4 節の仮定(2)参照) z_k, z'_k : それぞれディスク左端, 1番ディスク左端の位置を原点にとったときのディスク重心のディスク単体, ロータ全体での軸方向距離, J_{dk} : ディスクの径方向まわりの慣性能率。

2-7. 積重条件 ロータの積重条件は式(3)~式(8)で表わされるロータの振れや不釣合に対して定義し, 次式で与える。

$$|e_R^{(k)*}| \leq \delta_{ek} \quad k = 1 \sim n \dots\dots(9)$$

$$|\theta_m^{(k)*}| \leq \delta_{\theta k} \quad k = 1 \sim n \dots\dots(10)$$

$$|u^{(k)}| \leq \delta_{uk} \quad k = 1 \sim n \dots\dots(11)$$

$$|m^{(k)}| \leq \delta_{mk} \quad k = 1 \sim n \dots\dots(12)$$

$$|U| \leq \delta_u \dots\dots(13)$$

$$|M| \leq \delta_m \dots\dots(14)$$

ここに, $| \cdot |$ はベクトルの大きさを示し, 添字付き δ は許容値を示す。

最適化の計算に当っては, これら6個の条件式から任意個を選び, それらを同時に満たす条件式として取扱う。

2-8. 最適化計算 最適化の計算原理は, 前節で選んだ条件式の左辺に当たる各状態量 (総数 S 個) の大きさをディスク相互の組合せ角度 r_j

($j=1\sim n'$ $n'=n-1$)の関数として、

$$f_i(r_1, r_2, \dots, r_{n'}) \quad i=1\sim S$$

とするとき、 f_i が共に減少し易いように r_j の微小修正を施し、 f_i が選んだ条件式のすべてを満たすまでこの修正の繰り返し計算を行う。計算に用いる式は次のようである。

$$r_j' = r_j + \Delta r_j \quad \dots\dots\dots (16)$$

(r_j, r_j' : 修正前後のディスク組合せ角度)

$$\Delta r_j = \Delta r \cdot \mu_j \sqrt{\mu_1^2 + \mu_2^2 + \dots + \mu_{n'}^2} \quad \dots\dots (16)$$

(Δr : 微小定数)

$$\mu_j = \frac{\sum_{i=1}^S \nu_{ij}}{S} \quad \dots\dots\dots (17)$$

$$\nu_{ij} = -\frac{\partial f_i}{\partial r_j} \sqrt{\left(\frac{\partial f_i}{\partial r_1}\right)^2 + \left(\frac{\partial f_i}{\partial r_2}\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial f_i}{\partial r_{n'}}\right)^2} \quad \dots\dots\dots (18)$$

なお、最適化とは逆に最悪化の計算を行うときは、式(18)の右辺の符号を逆にした式を用いる。

3. 数値シミュレーション

本方法の有効性および妥当性を検討するために、第1章に記したムーンライト計画の中低圧タービンロータを対象に計算モデルによる数値シミュレーションを行った。ディスク端部振れの値は実測値を用いた。

図5にロータ積重の最適化前、最適化後および最悪化後の計算結果の一例を示す。選択した積重条件はロータ静不釣合に関する式(13)の条件である。グラフの上段はロータの不釣合分布を示し、横軸は計算点の位置であり、縦軸は最適化後のロータ不釣合の最大値を基準値1とした相対値である。また、下段はロータの振れ分布を示し、横軸は上記と同じ計算点の位置であり、縦軸は最適化後のロータ振れの最大値を基準値1とした相対値である。ロータの振れ、不釣合とも、最適化前の場合に比べて最適化後の場合、数分の一の低減効果がみられる。逆に、最適化前の場合に比べて最悪化後の場合、2,3倍の増大効果がみられる。ここに示したのは積重条件が式(13)の場合の一例に過ぎないが、これより本考案のロータ最適スタッキング法の有効性の一端を見ることができる。

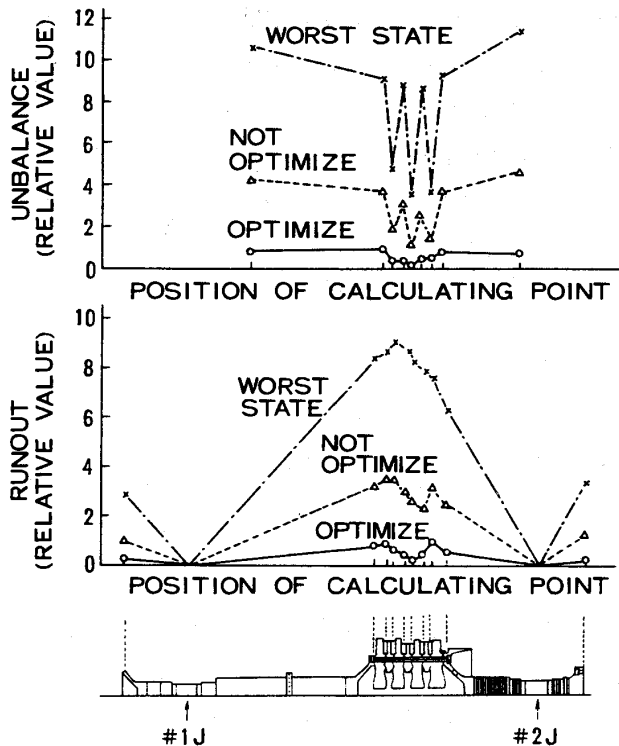


図5. 多層ディスクロータの振れ分布、不釣合分布 (相対値: 最適化後の分布での最大値を1とした相対値)

表1にはロータの最大振れおよび軸受部でのロータ不釣合を共に最小にするディスク相互の組合せ角度を計算するために、選択する積重条件の組を故意に違えたときの計算を行った結果の一例を示す。表中の積重条件は選択した組合せの積重条件である。また、ディスク組合せの初期条件は、2.3節に記したようにディスク相互の組合せ角度を乱数で与えたものであり、条件AからTまでいずれも異なった組合せ角度に対応する仮りの条件(計算上のみ必要な条件)である。さらに、ロータの最大振れ、軸受部でのロータ不釣合の大きさはいずれもそれぞれの計算結果の中での最小値(ロータ不釣合の場合#1J, #2J両軸受で共通)を基準値1とした相対値である。また、これらの位相は1番ディスクの基準ボルト孔の位置角度を基準に計った振れ、不釣合の方向を示す角度である。表中の各段に示す組合せの積重条件において各初期条件の中では、○印を付した条件のものが代表的なものとして最も良い結果を示す。しかし、これらの○印を付した条件に対する結果のみ着目すると、上段の組合せ積重条件のものが最も良く、

表1. 最適積重の計算結果

積重条件	ディスク 組合せの 初期条件	ロータの 最大振れ (相対値)	ロータの不釣合			
			#1 J位置		#2 J位置	
			大きさ (相対値)	位相 (度)	大きさ (相対値)	位相 (度)
ロータ各部の 振れ及びロー タ不釣合	A	2.3	17	130	19	146
	B	2.6	32	308	28	302
	C	1.1	10	329	9	342
	D	1.1	2	50	1	239
	E	1.8	28	126	6	129
	F	1.3	9	45	3	69
ロータ 静不釣合	G	1.1	6	72	6	128
	H	1.4	11	45	12	88
	J	2.1	11	308	13	286
	K	1.5	5	284	6	18
	L	1.6	3	221	6	29
	M	1.3	7	254	6	127
ロータ静不釣 合及びロータ 不釣合能率	N	2.8	18	223	23	224
	P	1.3	13	51	3	246
	Q	2.7	9	228	21	223
	R	1.8	4	92	10	34
	S	1.3	9	318	4	172
	T	1.0	4	341	3	300

(相対値：振れ・不釣合の大きさでの最小値を1とした相対値)

逆に、中段の組合せ積重条件のものが最も良くない結果を示している。これは予想された結果と考えられる。ここに示したのは一例に過ぎないが、本考案のロータ最適スタッキング法の妥当性の一端を見ることができる。

4. 結 論

複数のディスクをさねはぎ結合し、複数のボルトで重ね締めした構造のロータの組立において、ディスクの加工誤差に起因して生ずるロータの過大な振れや不釣合を除去する方法として多層ディスクロータの最適スタッキング法を考案検討した。ムーンライト計画の中低圧タービンロータを対象に計算モデルによる数値シミュレーションを行った結果、この方法の有効性および妥当性の一端を見ることができた。

参 考 文 献

- (1) 李・岩壺・川井, 機械学会講演論文集, No.830-6 (昭和58-3,4), 62.

1. まえがき

二次元翼列の流出角は、それが翼列の最も基本的な、最も大切な特性値であるにもかかわらず、翼列の形状からそれを求めることは、いまだに成功していない。流出角に対する Mach 数, Reynolds 数, 乱れ, 等の影響については、いろいろ言われており、ある程度その性格はわかっているようであるが、かんじんの流出角度そのものについては予測困難ということになる。これは理想的な二次元翼列を頭の中で考えることは出来ても、実際に作ることは不可能なことであり、翼列風洞での実験値は、翼の枚数, スパン(アスペクト比), 流入境界層に伴う二次流れなどの影響で、それらの条件が違えば違った結果が得られ、その値が二次元翼列の値とどのくらい違うかといっても、かんじんの二次元翼列はまぼろしの翼列であるので、どうしようもなくなってしまう、という事情によるのである。

この研究は翼列の流出角度を翼のウエークの方向という形でとらえることによって、任意のアスペクト比の翼列におけるその方向と、二次元翼列のそれとが一致しそうだという理論的予測⁽¹⁾を実験

的に実証しようとしたものである。これらがうまく行けば、まぼろしの二次元翼列の流出角度を現実の値としてとらえることが出来るという効果があり、ある程度その期待を支持してくれるような結果が得られた。

2. 実験装置と方法

実験には著者の研究室に所属の高速翼列風洞を

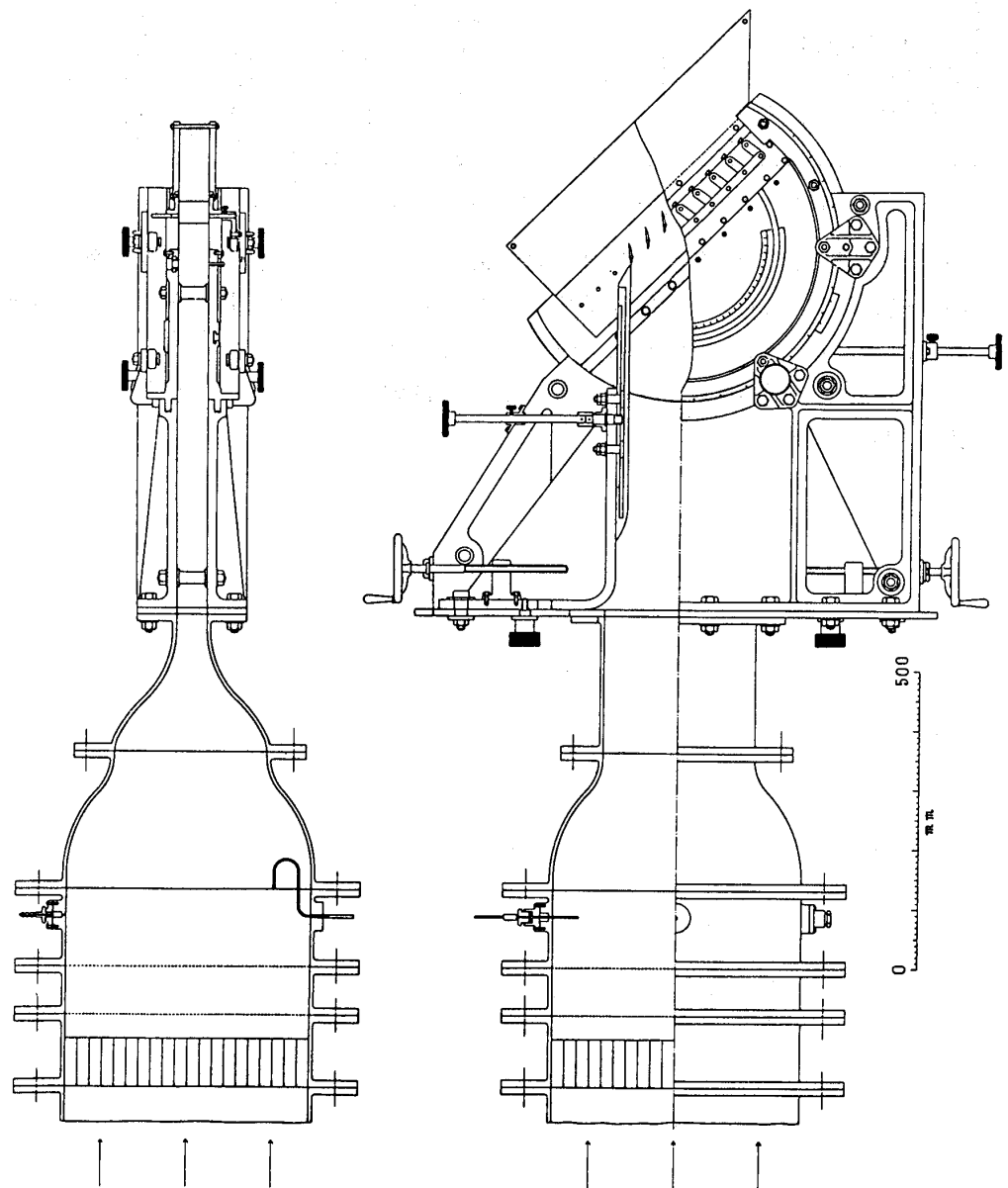


図1. 高速翼列風洞

(昭和58年8月17日原稿受付)

使用した。詳細は文献(2)を参照していただきたいが、風洞の略図を図1に、記号を図2に示す。使

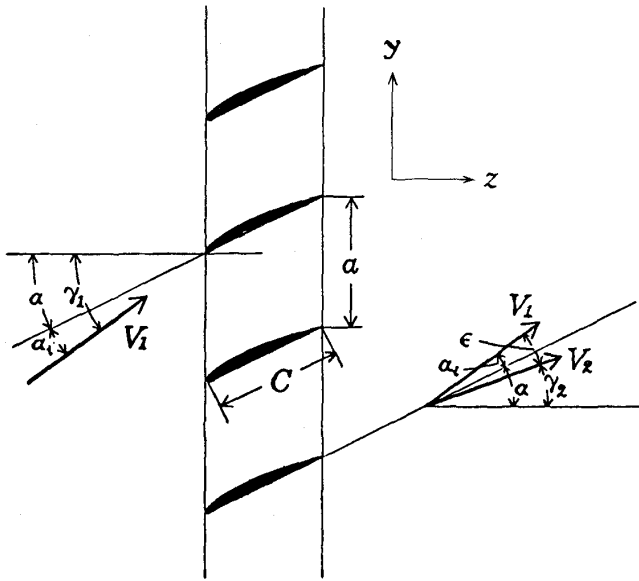


図2. 記号

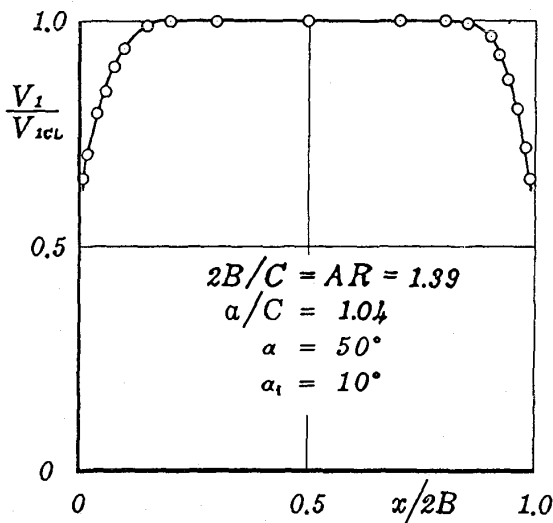


図3. 流入風速分布一例

用翼型はRAF-6である。流入風速は約70 m/sである。

文献(2)〔以下前報という〕は翼後流をヨーメーターにて測定したもので、今回はこの場合と全く同一の翼列条件で翼のウエークの方向を測定した。翼列条件と入口境界層の排除厚を表1⁽²⁾に示す。(翼幅は50mm、翼弦長は24, 36, 48, 60mmである。)又、入口境界層の一例を図3に示す。

今回の後流の測定は前報と同じ総圧管兼アロー

ヘッド・ヨーメーターの総圧管のみを用い、その方向は流れの平均方向に固定し、あるz位置においてy方向にトラバースして、総圧の最小位置をもってウエークのy位置と考えることにした。測定のz位置は後縁から計って1, 20, 50, 80mmである。

総圧最小の位置がウエークの中心を示すかということについては問題があるが⁽¹⁾、測定の便宜を考えると、これ以外にはウエーク位置のうまいとらえ方は考えられず、これを以ってウエークの中心と定義して以後処理し、それでうまくまとまれば良いという考え方で行くことにした。一般に翼の上面の境界層は下面のそれより厚いから、総圧最小の点はウエークの中心より少し上面側になっていると思われる。しかし我々がほしいのはウエークの位置そのものよりウエークの方向であるから、このような方針より生ずる誤差は小さいと期待して良いと思われる。

3. 実験結果および考察

図4に $a/c=1.04$ の場合のウエークの方向(轉向角 ϵ_w であらわす)の測定結果を示す。これを図5に示す前報のヨーメーターによる轉向角 ϵ の測定結果と比較すると、アスペクト比 AR による ϵ_w の変化は明らかに ϵ の変化より小さいことがわかる。迎角 $\alpha_i=5\sim 10^\circ$, ($\alpha_i=\gamma_i-\alpha$)あたりでは、 AR の変化に対応する ϵ_w の値はほぼ一定値になるという予想を支持してくれるように思える。ただ、カーブ全体を見ると α_i の大きいところと小さいところでは、かなりの開きがあることがわかる。この理由は明確ではないが、図6に示す損失 ζ_2 のカーブを見ると、損失の小さいところでは ϵ_w のカーブが一致し、大きなところで開いているように思える。また、図7に示す軸流速度比 w_{a2}/w_{a1} のカーブと ϵ_w のカーブの相関もあるように見えるが、明確ではない。何れにしても損失の小さいところで ϵ_w が一つにまとまっていることは、設計用のデータとしては、 ζ_2 の小さい値をねらうのが当然であるから、 ϵ_w の値を一つの AR の実験のみでもとめ得ることになり、この考え方が大変便利なことを示しているといえよう。

図8は a/c の異なる場合の ϵ_w の実験結果で、やはり図9に示す ϵ の値よりずっとまとまりの良いことを示している(ϵ_w のカーブが水平なら予想が

表1. 実験翼列の条件

a/c	AR	$Re \times 10^{-5}$	α	αt	γ_1	δ^*/B (%)	a/c	AR	$Re \times 10^{-5}$	α	αt	γ_1	δ^*/B (%)		
1.04	0.83	2.7	0°	0°	0°	6.0	1.04	1.39	1.5	0°	0°	0°	5.8		
				5	5	6.8					5	5	5.9		
				10	10	6.3					10	10	6.1		
				15	15	6.7					15	15	5.9		
			30°	0	30	5.9				30°	0	30	5.8		
				5	35	5.5					5	35	5.1		
				10	40	5.2					10	40	5.4		
				15	45	5.1					15	45	5.3		
			50°	0	50	5.0				50°	0	50	5.1		
				5	55	5.0					5	55	4.7		
				10	60	4.6					10	60	4.0		
				15	65	4.2					15	65	4.1		
	60°	0	60	4.4	60°	0	60	4.2							
		5	65	4.1		5	65	3.8							
		10	70	4.0		10	70	3.8							
	1.04	2.1		0°	0°	0°	5.3	2.08	1.0		0°	0°	0°	5.3	
					5	5	5.3					5	5	5.1	
					10	10	5.3					10	10	5.2	
					15	15	5.2					15	15	5.1	
				30°	0	30	4.9				30°	0	30	5.2	
					5	35	5.3					5	35	5.0	
					10	40	4.3					10	40	4.9	
					15	45	4.1					15	45	4.7	
50°				0	50	3.9	50°				0	50	4.9		
				5	55	3.9					5	55	4.6		
				10	60	3.9					10	60	4.3		
				15	65	4.0					15	65	4.2		
60°	0	60	3.7	60°	0	60	4.2								
	5	65	3.5		5	65	3.7								
	10	70	3.7		10	70	3.7								
0.83	0.83	2.8	0°	10°	10°	6.2	0.83	1.39	1.6	0°	10°	10°	6.3		
				60°	5	65					3.8	60°	5	65	3.7
			10	70	3.8	10				70	3.7				
	1.04	2.2		0°	10°	10°		6.2	2.08	1.1		0°	10°	10°	5.3
					60°	5		65					4.0	60°	5
				10	70	4.3		10				70	5.9		
1.25	0.83	2.7	60°	5°	65°	4.1	1.25	1.39	1.6	60°	5°	65°	4.5		
				10	70	4.0					10	70	3.8		
	1.04	2.1		5°	65°	4.0		2.08	1.1		5°	65°	3.9		
					10	70						3.6	10	70	3.5
1.67	1.04	2.1	60°	5°	65°	4.2									
	1.39	1.6													
	2.08	1.1													

完全に満足されているわけである。

以上のように、ウエークの方向を求める方法によれば、損失の特に大きな場合を除いて、翼列のアスペクト比の如何にかかわらず一定の轉向角の値をうることができそうである。即ち、アスペクト比を気にする必要がなくなり、翼列のデータ集積に簡単さを与えることができるわけである。

前述のように理論的予測では、このウエークの方向は二次元翼列の流出方向を示す筈であるのでウエークの方向をもとめたことは二次元的翼列の流出方向を得たことになる。更に翼列の二次流れを考えるとときには、このウエークにはさまれた矩形領域の中の二次流れという考え方で処理できることになる。即ち、ヨーメーターでもとめた流出方向（又は轉向角）とウエークの方向の角度差は、矩形領域の中の二次流れの影響を示していることになる。この計算方法は補遺において述べるが、結果を次に示す。

図10に実験でもとめた ϵ_w と ϵ の値をそれぞれ□、○で示す。これらは図4において ϵ_w がほぼ一定となるような、損失 ζ_2 の小さいケースを選んだ。図8についても同様である。図8, 9においては実験点

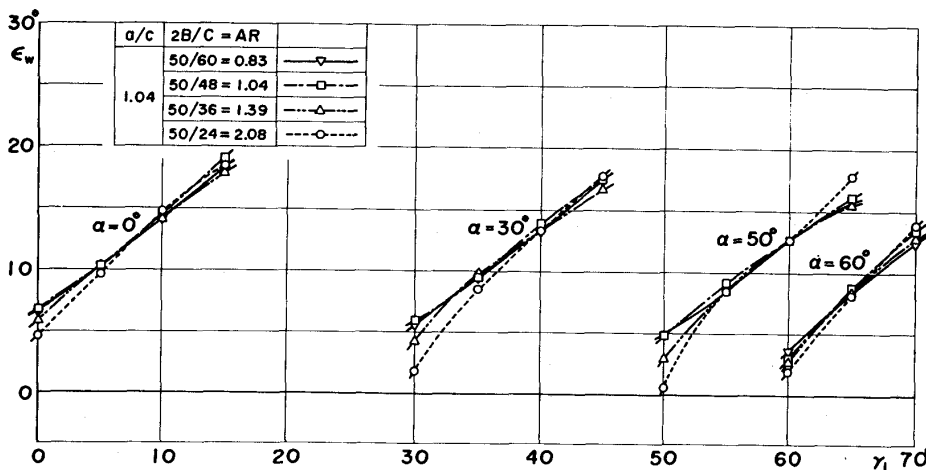


図4. ウエークによる轉向角

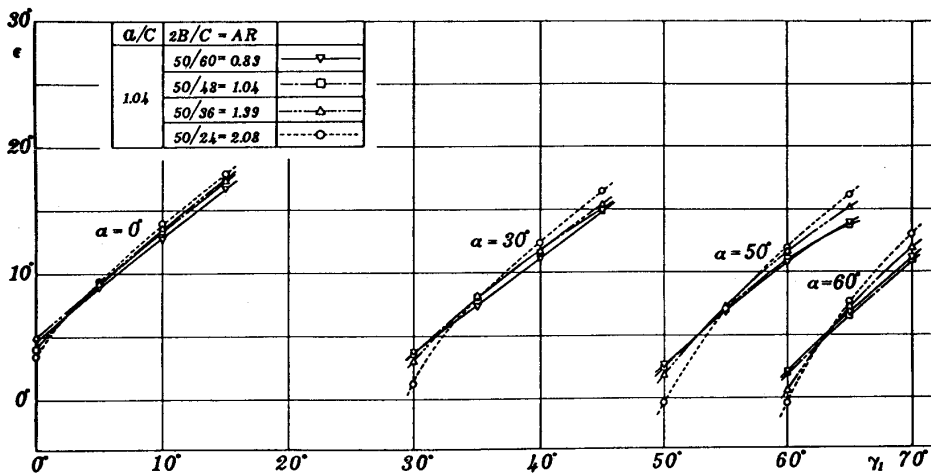


図5. ヨーメーターによる転向角

理論値がよく合っていることが示されている。 $\alpha = 30^\circ$ では $(\epsilon_w - \epsilon)$ の値の実験値は理論値の2倍、 $\alpha = 50^\circ$ では3倍くらい、 $\alpha = 60^\circ$ で数倍であるといえよう。これは恐らく境界層の発達ということが理論には含まれていないためであると考えられる*。この問題は二次流れの理論がこれから解明すべき

をほぼそのまま曲線で結んであるが、図10においては、 ϵ_w は一定、と考えて水平線(太い実線)で表示してみた。 ϵ についても同様であるが、このときはほぼ右下りの直線(太い破線)で示すことができる。シンボル \square 、 \circ と線とのくいちがいは実験誤差と考えられる。この誤差の値は二次流れによって生ずる偏向の値(即ち、 $(\epsilon_w - \epsilon)$)とコンパラブルなものであるので、 \square と \circ の値を直接比較して議論することは無理である。従って上記のように実線と破線の差をもって二次流れによる転向角(又は流出角)の差と考えるのが良いであろう。

図10中の細い実線は二次流れ(即ち、矩形領域の中の流れ)の影響によって、理論的に予想される ϵ の値を示す(補遺に述べる方法により計算)。例があまり多くないので断定的なことは言えないが、 $\alpha = 0^\circ$ では、実験値と

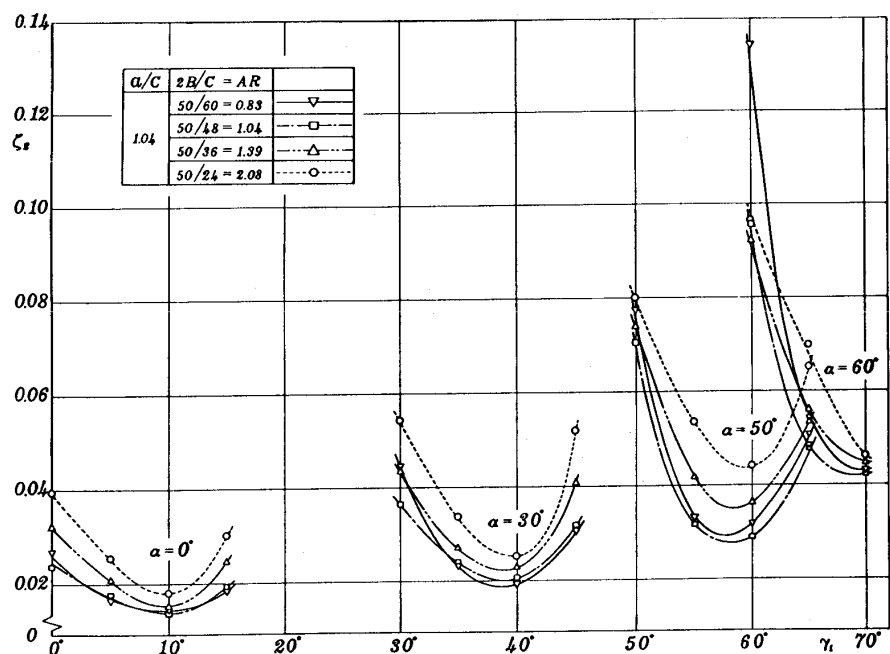


図6. 損失

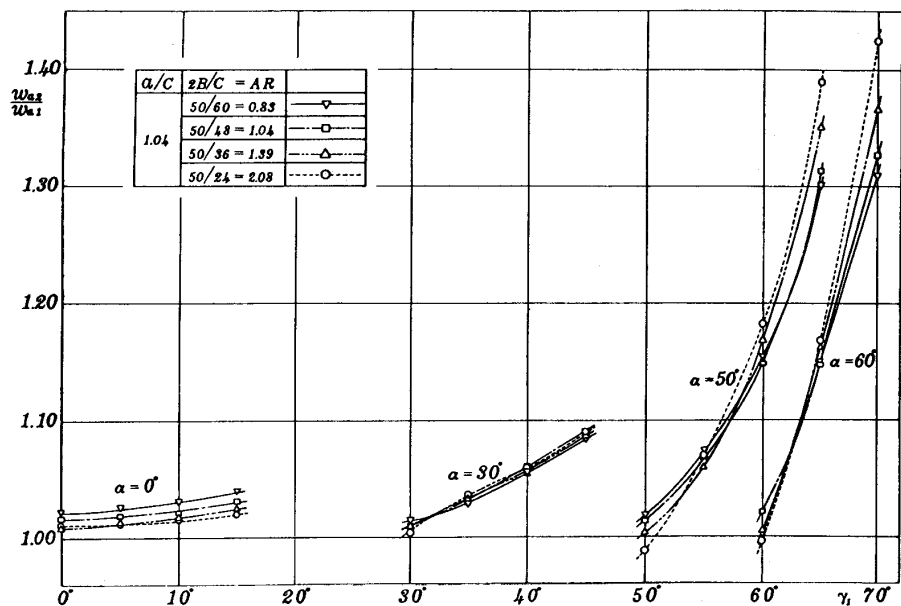


図7. 軸流速度比

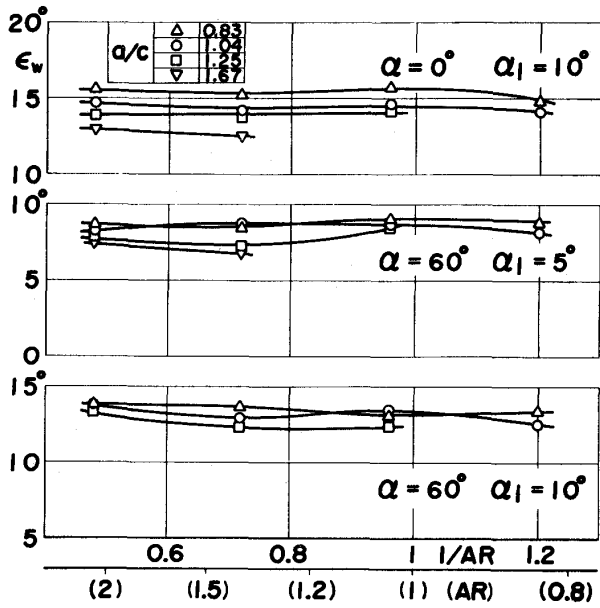


図8. ウェークによる転向角

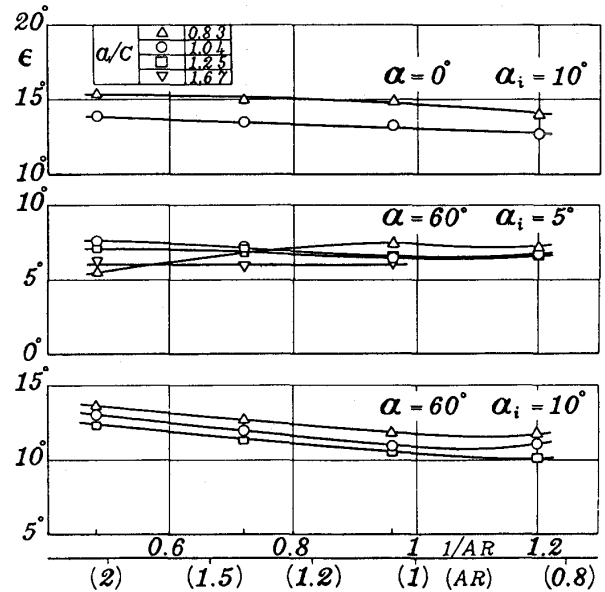


図9. ヨーメーターによる転向角

事柄であると思っている⁽⁴⁾。(* $\alpha = 0^\circ$ では増速流で、境界層の発達はほとんど無いと考えられる。 α が大きくなると粘性による境界層の発達は大きくなる。)

なお、ウェークの方向を知るには、この実験のように総圧の最小の位置を以ってウェークの位置とするのではなく、もっと簡単に後縁につけた糸の吹流しの方向を用いることも考えられる。

4. 結 論

二次元翼列の流出方向という翼列の最も基本的な特性値にアプローチする手段として、翼列のウェークの方向を考えてみるという方法をとってみた。結果は、翼列の損失の小さい範囲においては、翼のアスペクト比にかかわらず一定の方向を得られ、又、二次流れの見地から、ヨーメーターによる平均の流出方向との関連もリーズナブルなものがあることがわかった。従ってウェークの方向を翼列の特性として記述することは、特性をまとめる有効な手法であると言えよう。

謝 辞

本論文は下記の名古屋大学工学部航空学教室の学生諸君の多年にわたる卒業研究及び修士・博士研究の労作から生まれたものである。ここに明記して謝意を表する。

深井孝治, 今井健二, 青木 喬, 溝部保孝, 林省吾, 川上広司, 門松晃司, 瀬川 洋, 渡辺武史,

加藤純夫, 清水芳卓, 野本修治, 沢田桑二。

記 号

- AR: アスペクト比 $2B/C$
- \overline{AR} : ウェークの形成する矩形のアスペクト比 $2B/a'$
- a : 翼列のピッチ
- a' : ウェークの間隔(ウェークに直角方向)
- B : 翼スパンの1/2
- C : 翼弦長
- p_t : 総 圧
- R_e : レイノルズ数, $R_e = V_1 C / \nu$
- V : 流 速
- w_a : 軸流速度
- Δw_{ym} : 矩形内の二次流れの y 方向成分の平均値
- x : 翼スパン方向
- y : 翼列方向
- y' : ウェークに直角方向
- z : 軸方向
- α : くいちがい角
- α_i : 迎え角
- γ : 流入角, 流出角
- δ : 境界層の厚さ(三角形近似をしたとき)
- δ^* : 境界層の排除厚さ
- ϵ : 転向角(ヨーメーター計測による)
- ϵ_w : 転向角(ウェークの方向の計測による)
- $\Delta\epsilon$: $\epsilon_w - \epsilon$
- $\overline{\Delta\epsilon}$: 上記の理論値

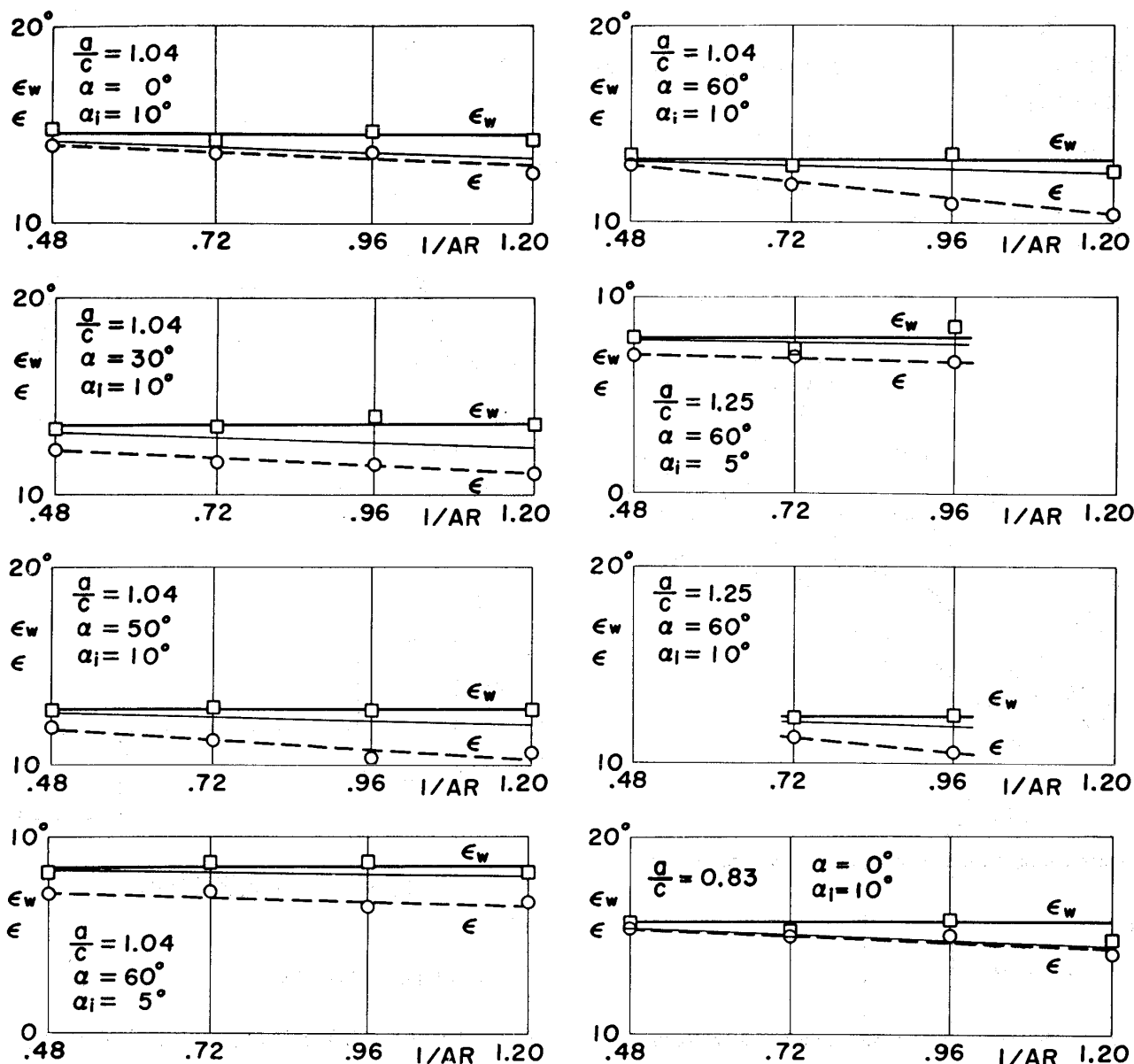


図10. 転向角, 理論との比較

ζ_2 : 損失係数 $\{p_{t1}(CL) - p_{t2}(\text{mean})\} / \frac{1}{2} \rho V_2^2 (\text{mean})$

ω : 二次渦度

添え字

1: 翼列上流

2: 翼列下流

CL: スパン中央

i : 迎え角

mean: y 方向平均値

w : ウエーク

y : ウエークに直角方向, y' の方向

文 献

(1) 大塚新太郎: 翼列の二次流れの理論雑記, ターボ

機械 7巻6号 1979年6月。

(2) 大塚新太郎, 林 省吾: アスペクト比の小さい翼列の性能 (第1報, 翼のスパン中央における性能), 航宇学会誌, 18巻196号, 1970年5月 [この文献中の第1表の数値にはミスプリントがある。今回の数値が正しい。]

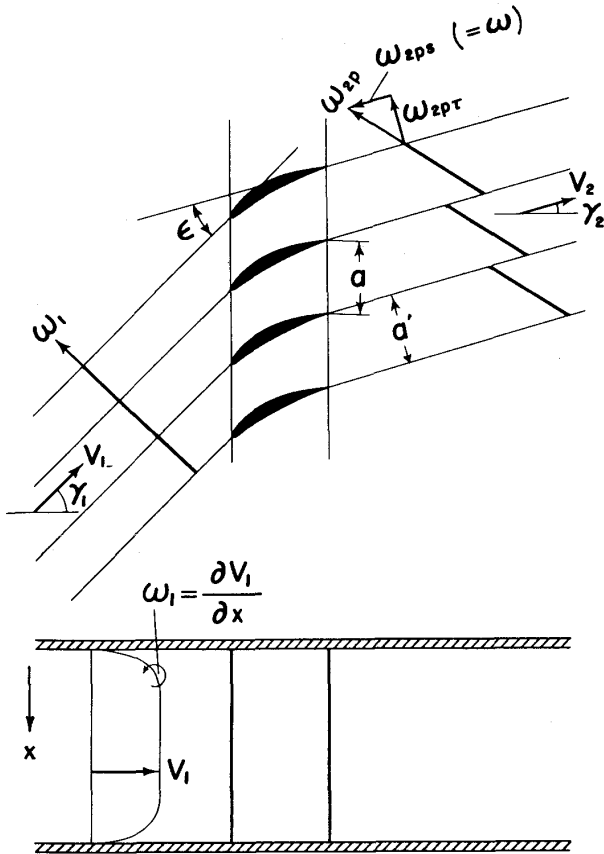
(3) 大塚新太郎: 翼列の二次流れ序論(1)~(7), 機械の研究 27巻10号~28巻4号, 1975~76 (補遺の引用に関しては主として(7)を参照)

(4) K. Masuda & S. Otsuka: On the Application Limit of the Inviscid Small-Perturbation Theory to the Secondary Flow in Cascades, Memoirs Fac. Engg., Nagoya Univ., Vol.18, No 1, 1966.

補 遺

矩形領域内の渦によるスパン中央における平均誘起速度の計算

直線翼列流入側の境界層を渦を含む流れと考えた場合、図S-1のような渦系が成立する。そして、〔渦の+、-は適当にとる〕



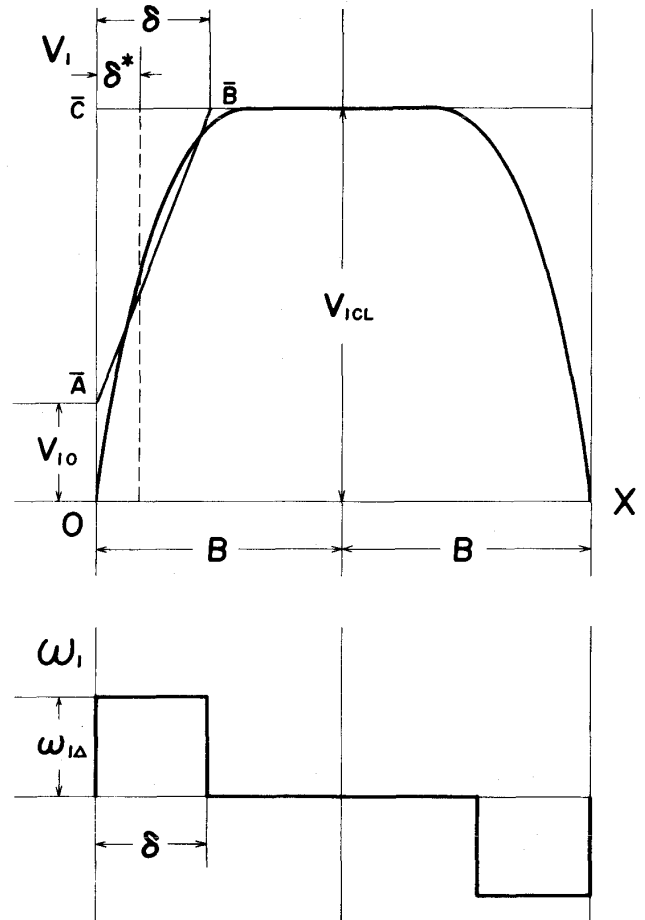
図S-1. 翼列の渦系

$$\omega_1 = \partial V_1 / \partial x \quad (S-1)$$

である。図S-2はこの流入側の風速分布であって、 δ^* は境界層の排除厚であり、又 $\Delta \bar{A}\bar{B}\bar{C}$ は境界層を三角形で近似したものとする。

$$\begin{aligned} \delta^* V_{ICL} &= \int_0^B (V_{ICL} - V_1) dx \doteq \Delta \bar{A}\bar{B}\bar{C} \\ &= \frac{1}{2} \delta (V_{ICL} - V_{10}) \quad (S-2) \end{aligned}$$

境界層の三角形近似によって、 ω_1 は図S-1の下部に示すように、境界層内で $\pm \omega_{1\Delta}$ という一定値をとる形となる。



図S-2. 流入側境界層

$$\omega_{1\Delta} = (V_{ICL} - V_{10}) / \delta \quad (S-3)$$

(S-2), (S-3)より $(V_{ICL} - V_{10})$ を消去すると、

$$\omega_{1\Delta} = 2 \delta^* V_{ICL} / \delta^2 \quad (S-4)$$

さて、出口側では〔文献(3)参照〕

$$\omega_{2ps} = \omega \div 2 \omega_{1\Delta} \epsilon \quad (S-5)$$

(S-4)を用いて、

$$\omega = 4 \delta^* V_{ICL} \epsilon / \delta^2$$

ω_1 は小さい量とし、従って V_1 の変化は小さく、

$$V_{ICL} = V_1 \text{ と置いてしまうと}$$

$$\frac{\omega \delta}{V_1} = 4 \frac{\delta^* / B}{\delta / B} \epsilon \quad (S-6)$$

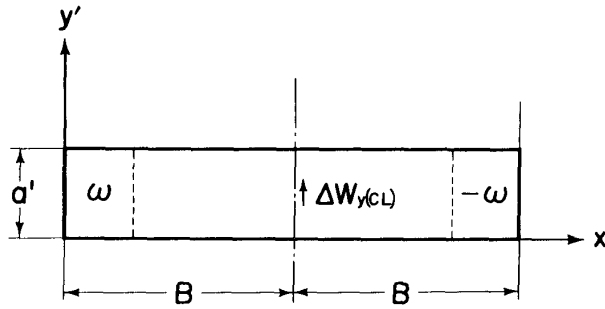
一方連続の条件から、

$$V_1 \cos \gamma_1 = V_2 \cos \gamma_2$$

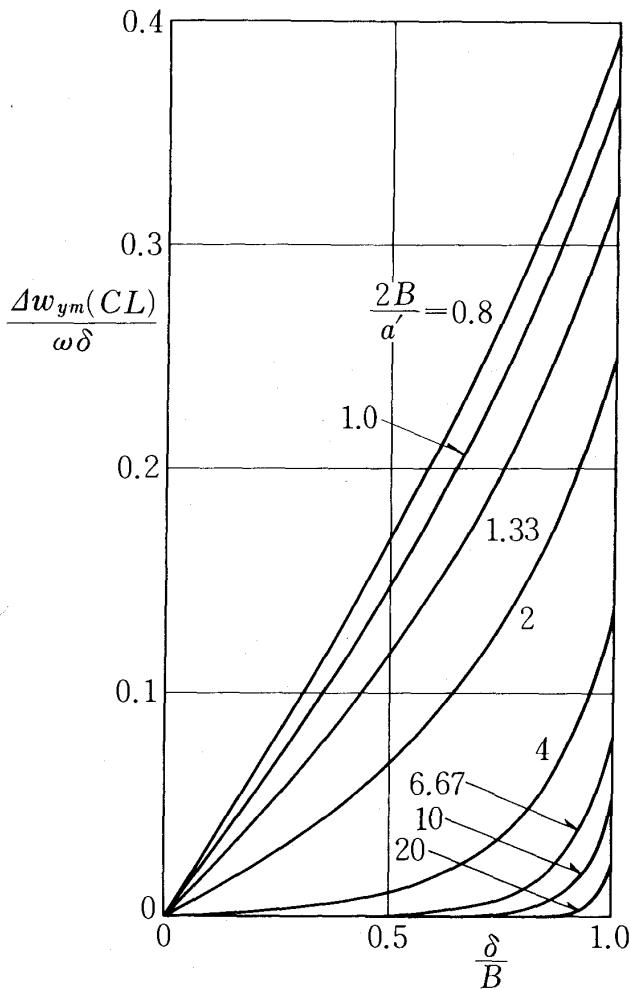
これを (S-6) に代入すると,

$$\omega \delta \frac{\delta}{B} = 4 \frac{\delta^*}{B} \epsilon \frac{\cos \gamma_2}{\cos \gamma_1} V_2 \quad (S-7)$$

次に出口側の矩形の中の渦の分布は図S-3のようになっている、当然 ω は一定値である。このとき中心線上 y' 方向の誘起速度の平均値を $\Delta w_{ym}(CL)$ とすれば、これは文献(3)から図S-4のようになる。



図S-3. 流出側の渦分布



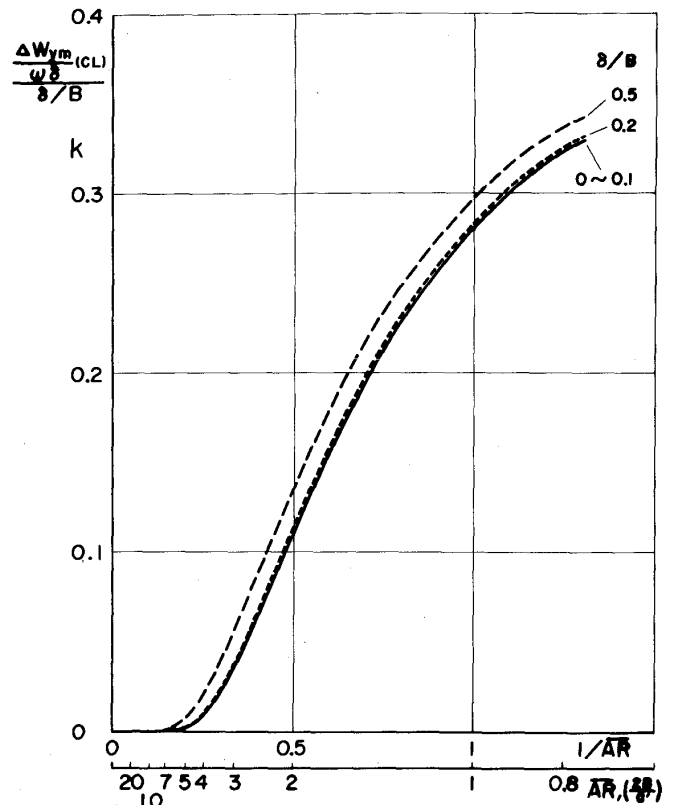
図S-4. スパン中央の平均誘起速度

境界層がうすい場合を想定してみる。即ち δ/B の小さい範囲を調べてみると各カーブは直線に近い。そこで,

$$\frac{\Delta w_{ym}(CL)}{\omega \delta} \bigg/ \frac{\delta}{B} = k \quad (S-8)$$

とおいてみる。 k の値をもとめたのが図S-5である。このように k は $\delta/B < 0.1 \sim 0.2$ では各 $AR = 2B/a'$ において一つの値をとると考えて差支えない。 k は(S-6)式を用いて,

$$k = \Delta w_{ym}(CL) / 4 \frac{\delta^*}{B} V_1 \epsilon \quad (S-9)$$



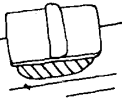
図S-5. スパン中央の平均誘起速度 (δ/B の小さい場合)

と書けるから、境界層があまり厚くなく、 k の値がきめられれば中心線上の平均誘起速度 $\Delta w_{ym}(CL)$ は、境界層の形状に関係なく δ^* のみわかれば計算できることになる。(S-9)式より,

$$\Delta w_{ym}(CL) = 4k \frac{\delta^*}{B} \epsilon \frac{\cos \gamma_2}{\cos \gamma_1} V_2$$

従って平均流出方向の変化 $\overline{\Delta \epsilon}$ は翼列スパン中央において,

$$\overline{\Delta \epsilon} = \frac{\Delta w_{ym}(CL)}{V_2} = 4k \frac{\delta^*}{B} \epsilon \frac{\cos \gamma_2}{\cos \gamma_1} \quad (S-10)$$



1. はじめに

ガスタービン用耐熱材料の開発には、米国を始め各国で多大な努力がなされている。米国における開発の特色は、材料の開発研究とガスタービンの開発設計との間に緊密な関係が保たれている点にあると思う。このため、材料、加工技術、設計と一貫した開発が可能で、開発の効率が極めて高くなっている。NASAとP&W社およびGE社との間で進められてきた材料開発プロジェクトの成果が両社のE³エンジンの設計に結集しているのはその好例と云えよう。我が国においても、工業技術院の「高効率ガスタービン」プロジェクトでは設計グループと材料開発グループとの間に密接な協力がなされており、また、「次世代産業基盤技術」プロジェクトにおいても結晶制御などのテーマで活発な開発研究が開始されており、その成果が期待される。

しかし、一般的に云うと、材料の開発研究グループとガスタービンの開発設計グループとの間の意思の疎通はそう容易ではなく、両者の間には中々言葉が通じないというもどかしさがあり、合金の名称とクリープ強度の数値データのみが共通の言語ということにもなりかねないようである。ガスタービン用の耐熱材料については数多くの優れた解説が出されているが、^{(1)~(8)}設計に当たっておられる方々に伺うと、そこに書かれている材料学的な概念、用語にはなじみのないものが多く、難解であるという意見が多い。

今回、ガスタービン学会から耐熱合金について講義を書くようにという依頼をうけた。幸い、2回連載ということなので、耐熱合金についての単なるレビューではなく、設計に当たっておられる方々のために、現用および開発中の耐熱合金について、材料科学的な面からの解説を書いてみたいと考える。このような内容は材料を専門とされる

方に書いて戴くのが本当であろうが、材料屋でない筆者が書いてみるのも設計に当たっておられる方々には却って近づき易いかと考え、思いきってやってみることにした。筆者の浅学のため、また、云いわけになるがこの目的には紙面の余裕が必ずしも十分ではなく、厳密さを欠く箇所も多いと思うが予めお許し戴きたい。また、なるべくわかり易く書くように心がけるので、面倒がらずに読んで戴ければ幸いである。

第1回は耐熱合金にとり重要と思われる材料科学的な事項について述べ、第2回では、これを基礎に現用および開発中の耐熱合金について解説してみたいと思う。

2. 金属材料の微視的構造と塑性変形

2-1 微視的構造 普通、金属材料は図1(a)に示すように微小な結晶粒の集合した多結晶体である。結晶粒の結晶構造(原子の配列のしかた)は金属により異なるが、通常見られるのは面心立方、体心立方、稠密六方の3種類である。結

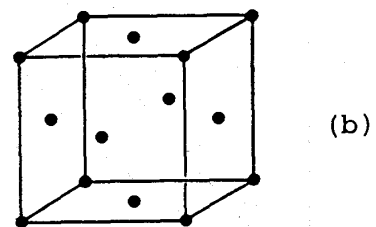


図1 金属材料の組織と結晶構造
(a)多結晶体組織
(b)面心立方結晶の単位胞

(昭和59年2月22日原稿受付)

晶における原子配列の様子を示す最小単位を単位胞とよぶ。Ni基およびCo基超合金は面心立方構造を有するが、その単位胞を図1(b)に示す。立方体の各頂点と各面の中心に原子が位置している。通常、結晶粒の直径は $10^{-2} \sim 10^0$ mmの程度、結晶内の原子間の距離は 10^{-7} mm (\AA)の程度である。

2-2 塑性変形の外観 結晶を構成する原子の間の距離が一樣にわずか変化することにより生ずる弾性変形とは違って、結晶の塑性変形は微視的に見ると極めて局所的な過程の積み重なりで、塑性変形に関連する物性を理解するためには微視的な考察が必要である。結晶の塑性変形を調べる目的で試験片全体が1個の結晶でできた単結晶試験片を引っ張った場合に現れる典型的な変形を図2に示す。塑性変形は結晶内の特定の面を境にして、特定の方向の γ (ずれ)の形で起きている。

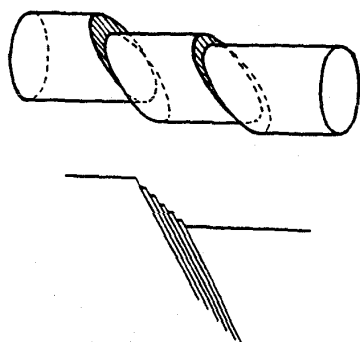


図2 結晶の塑性変形⁽¹²⁾
上：単結晶の γ 変形
下： γ 帯の微細構造

γ の起る面を γ 面、 γ の方向を γ 方向と呼ぶ。図1(b)の面心立方構造の場合の γ 面および γ 方向を図3に示す。図3の γ 面と等価な互に交わる面は4つあり、 γ の方向は図3に示したように1つの γ 面に対し3つずつあるので、面心立方の場合の γ 系は $3 \times 4 = 12$ あることになる。 γ は、 γ 面に沿う剪断応力の γ 方向成分(分解剪断応力)がある限界値に達したとき起る。多結晶体の場合には、隣り合った結晶粒の結晶の方向は違っているのが普通であるから、それぞれの粒で分解剪断応力が最大になっている γ 系だけで γ ったのでは、結晶粒界で整合がとれず、他の γ 系も動かさなければならな

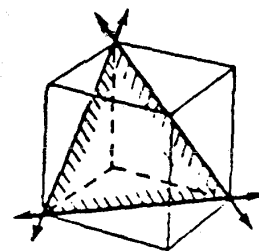


図3 面心立方結晶の γ 系
斜線： γ 面、矢印： γ 方向

くなる。このため、多結晶体の変形抵抗は単結晶の場合より大きく、結晶粒が小さく、単位体積中の結晶粒界の面積の総和が大きい程降伏応力は高くなる。結晶粒の直径 D と降伏応力 σ_y との間の関係式として、Hall-Petchの式

$$\sigma_y \propto 1/\sqrt{D} \quad (1)$$

が知られている。このように、結晶粒界の存在は降伏応力を上げる効果をもっているが、後述のように高温ではこれは成り立たない。

2-3 転位 次に γ 面に沿う γ の過程について述べる。話を簡単にするため、図4に示すように、豆細工のような単純立方構造の結晶を考える。図は γ の起ったあとを示す。この図のように、1原子間距離だけ γ ると、 γ 面を境にした上下の原子のつながりは一つずつずれているが、正規の重なり方は回復している。したがって、この過程を繰り返すことで大きな γ も可能である。さて、図4のようにして γ 面の上下の結晶を互に γ らせるのに必要な応力を理論的に求めると、近似値として $G/2\pi$ (G は剪断弾性係数)という値が得られるが、単結晶試験片で得られる実験値はこれよ

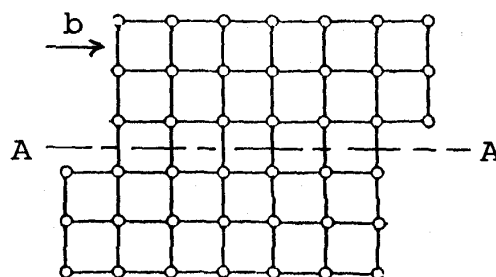


図4 結晶の γ 変形
A-A： γ 面、b： γ ベクトル

り数オーダ低い。この違いは、実際のりは一つのり面の全面にわたって一度に起きるのではなく、部分的に起きるものとすれば説明可能である。これが以下に述べる転位論の考え方である。図5に示すように、り面上の一部(斜線領域)ではすでに1原子間距離 b だけりが起こり再び正規の原子間のつながりが回復しているが、他の領域はまだにっていないものとし、りは斜線領域が広がってゆく形で進行するものとする。すでにりの起きた領域と、まだりの起きていない領域との境界線には当然ある種のしわよせが起きている筈である。この境界線を転位線(dislocation line)あるいは単に転位(dislocation)と呼ぶ。上のように考えると、り、したがって塑性変形の進行は転位の移動によって行なわれるという言い方ができる。転位の移動する際に関与するのは転位のごく近傍だけで、すでにりの起った領域およびまだりの起きていない領域は殆んど無関係であり、りが1つのり面全体にわたり一度に起きるとしたときに比べ非常に低い応力でりが進行することになる。転位の移動によりりが進行すると計算された変形応力は実験値とかなりよい一致を示す。転位が1本通過すると、ここでは図4の1原子間距離(ベクトル b)だけのりが起きることになる。この b は転位の量的な尺度であってバーガス(Burgers)ベクトルと呼ばれる。転位論は最初仮説として出されたが、やがて転位の可視化の技術が進んでその存在が実

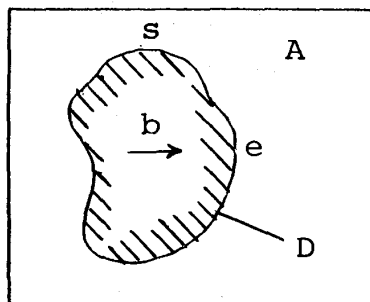


図5 りの部分的進行。り面Aを垂直に見ている。斜線部はすでにりの起きた部分。

b : りベクトル, D : 転位線,
 e : 刃状転位〔図6(a)〕,
 s : ラセン転位〔図6(b)〕

証され、現在では透過電子顕微鏡を用いてその分布、運動などを観察できるようになっている。単位体積の結晶中に含まれる転位の総長さを転位密度と呼ぶが、その値は十分焼鈍した結晶中では $10^7/\text{cm}^2$ 程度、塑性変形が起きると容易にこれより何オーダも高くなる。

りの起きる前の結晶中に微小な直方体を考えると、りが進行し転位がこの中にさしかかったときの直方体内の原子配列の様子は図6のようになる。同図(a)はバーガスベクトルと転位が直交している場合で、(b)はこれが平行している場合である。(a)の場合には、転位の上にり面に垂直な原子面が一枚くさびのように打ち込まれた形になっているので、このような転位を刃状転位(edge dislocation)と呼ぶ。(b)の場合には、転位を軸として、そのまわりに円を画いて原子面をたどると、ピッチ b のラセンが画かれるので、この転位をラセン転位(screw dislocation)と呼ぶ。一般には、転位線はバーガスベクトルに斜交しており、刃状転位とラセン転位とが混じった状態として扱われる。

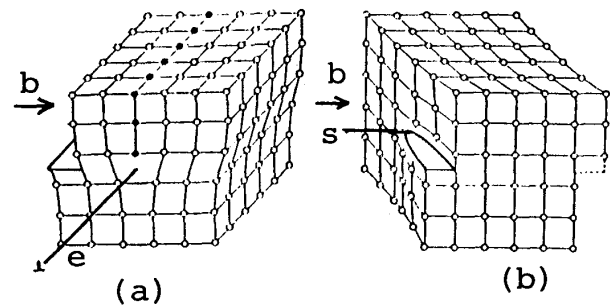


図6 転位まわりの原子配列

(a) りベクトル b と転位線 e 直交
 (刃状転位)
 (b) りベクトル b と転位線 s 平行
 (ラセン転位)

転位は線状の原子配列欠陥にすぎないが、あたかも実体のあるひものように扱ってゆくことができる。体積 V の結晶の中で、バーガスベクトルの大きさ b 、長さ l の転位が、これに直角方向に a だけ動いたときにできる塑性剪断歪の増分 $\Delta\gamma$ は

$$\Delta\gamma = b l a / V \quad (2)$$

である。また、分解剪断応力 τ が働くと、転位には、これを動かそうとして、転位線に直角方向に単位長さ当たり

$$f = \tau b \tag{3}$$

なる力が働らく。転位は単位長さ当たり Gb^2 なるエネルギーをもっており、従って、転位は常にその長さを最小にしようとしている。このようにして生ずる線張力は

$$T = Gb^2 \tag{4}$$

である。

3. 高温における現象

3-1 速度過程 温度が高くなると、耐熱材料にとり非常に重要な、拡散、クリープなど時間とともに進行する現象が目立ってくる。この種の現象の進行速度の温度依存性は、アレニウス (Arrhenius) の化学反応速度に関する経験式 $\exp(-Q/RT)$ で表わせる場合が多い。ここに、 Q は反応熱、 R は気体定数、 T は絶対温度である。この形の式はボルツマン (Boltzmann) の古典統計力学を用いて理論的に求めることもでき、化学反応の問題だけでなく、拡散、粘性流動、クリープなどの諸現象にも適要されている。この理論の要点は、現象が原子あるいは分子などの熱運動に助けられて進行するという考え方で、速度過程論、熱活性理論などと呼ばれている。具体性をもたせるため、3-2で拡散現象を例にとって説明する。

3-2 拡散 温度が高くなると、結晶の中を原子がかなり自由に移動できるようになり、濃度に勾配があれば拡散が起きることになる。普通、拡散というと、ニッケルの結晶の中をアルミニウム原子が移動するといった異種の原子の移動を考えるが、ニッケルの結晶の中をニッケル原子が移動する場合のように同種の原子の拡散もありうる。これを特に自己拡散という。普通、金属結晶の中を金属原子が移動してゆく場合には結晶の正規の原子位置 (以下格子点と書く) をたどりながら移動する。この場合、図7 (a)(b)、に示すように2個あるいはそれ以上の個数の原子が同時に位置をかえるという過程も考えられるが、実際には同図(c)に示すように、原子空孔 (以下単に空孔と呼ぶ) を利用して移動が行なわれるものと考えら

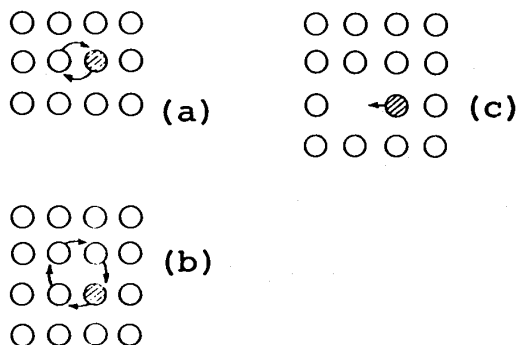


図7 拡散の際の原子移動
(a)直接位置交換、(b)環状位置交換
(c)空孔利用

れている。空孔とは、格子点が原子によって占められておらず、孔になっている状態をいう。空孔の隣りの原子が空孔の位置に移動すれば、空孔は逆の方向に移動したことになる。したがって、空孔の拡散も可能なわけで、後に述べるように、クリープ変形およびクリープ破断などの問題を考える上で重要である。

さて、上述の空孔を利用する拡散 (以下空孔型拡散と呼ぶ) で、その基本的な過程 (以下素過程と呼ぶ) として隣接する原子が空孔に移動する場合を考える。図8に示すように空孔に隣接する原子も、一応は安定な位置に存在しており、空孔に移動する場合には途中でポテンシャルエネルギーの高いところ (エネルギー障壁) を通過しなければならない。この移動は原子の熱運動の助けでおこなわれる。結晶を構成する原子は格子点のまわりに熱振動しており、その振動エネルギーは絶対温度に比例する。しかし、これは平均値の話しであって、各原子の熱振動エネルギーは刻々と変化している。

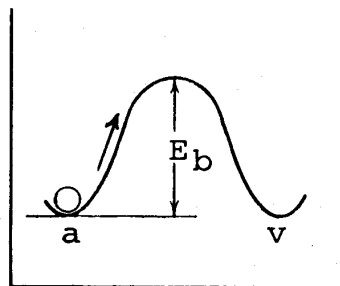


図8 原子の空孔への移動
a : 原子の位置、v : 空孔の位置
 E_b : エネルギー障壁の高さ(活性化エネルギー)

ボルツマンによれば、温度 T のとき、特定の原子の熱振動エネルギーがある値 E を超える確率は $\exp(-E/kT)$ である。ここに、 k はボルツマン定数である。原子の熱振動の振動数を ν とすると、単位時間に隣接原子が空孔の位置に移る割合 r は

$$r = \nu \exp(-E_b/kT) \quad (5)$$

と書ける。 E_b はエネルギー障壁の高さで、活性化エネルギーと呼ばれる。以上が空孔型の拡散の速度過程としての素過程で、熱振動（厳密には熱振動エネルギーの揺動）の助けを借りて現象が進行している。

巨視的に見た拡散の速度は、上述のような素過程の起りうる場所の数、すなわち空孔の数にも比例する。ここで証明は省略するが、空孔の平衡濃度も次のような形で温度に依存している。

$$N_v/N_0 = \exp(-E_v/kT) \quad (6)$$

ここに、 N_0 は単位体積中の格子点数、 N_v は空孔の数、 E_v は空孔を作るのに必要なエネルギーである。(5)式と(6)式から、拡散速度の温度依存性は

$$\exp(-E_b/kT)\exp(-E_v/kT) = \exp(-E_D/kT) \quad (7)$$

と書ける。 $E_D = E_b + E_v$ は空孔型拡散の活性化エネルギーということになる。

上に述べたのは結晶内部が拡散の通路になっている場合で、体積拡散と呼ばれる。一方、結晶粒界は原子の配列に乱れがあり、原子の移動に対する活性化エネルギーは内部に比べて低い。従って、 $\exp(-E/kT)$ という温度依存性の形から考えて、比較的低い温度でもかなりの拡散速度をもちうる。また、拡散は転位に沿って行なわれる場合もあり、これも比較的低い温度で可能である。しかし、このような拡散の行なわれる通路の断面積は小さく、高温では圧倒的に広い通路面積をもつ体積拡散が支配的となる。

3-1に示したアレニウスの式ではボルツマン定数 k の代わりにガス定数 R が用いられている。 $R = Nk$ (N はアボガドロ数) なる関係があるので、 k の代わりに R を用いたときは、活性化エネルギーにも N をかけてモル当たりの値を用いる。これは、化学反応を考える場合に便利であるが、拡散の活性化エネルギーなども ($\sim \text{kcal/mol}$) の形という

場合が多い。

以上、拡散を例にとり速度過程の説明を行なった。一般に、律速過程（速度をきめる過程）が活性化エネルギー E の速度過程であるような現象では、現象の進行速度 v は

$$v = A \exp(-E/kT) \quad (8)$$

の形に表わせる筈で、実験を行なって $\log v$ を $1/T$ に対しプロットすれば得られた直線の勾配から素過程の活性化エネルギー E が求まり、その値から支配している素過程が何であるかを探ることが可能である。3-3でクリープの問題でその例を示す。

3-3 クリープ 一般に、高温では金属材料の降伏応力は低くなる。また、降伏点以下の応力でもクリープ変形が起こり、遂には破断する。図9に示すように、クリープの時間対歪の関係は、歪速度が次第に減速してゆく第1期、一定歪速度で伸びる第2期、再び歪速度が上り破断に至る第3期にわけられる。クリープの破断伸は同じ温度での通常の静的試験の破断伸よりかなり小さい。

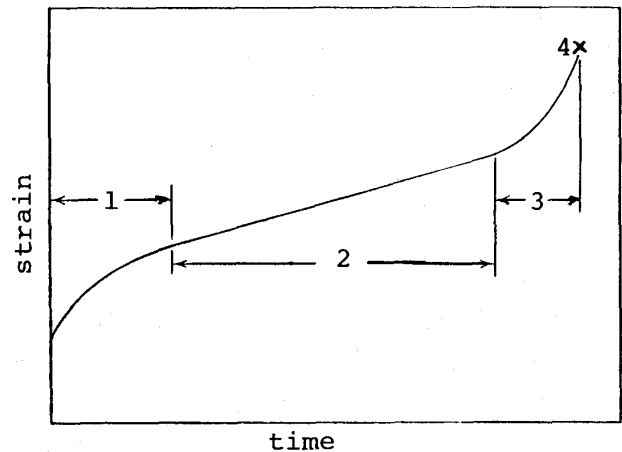


図9 代表的なクリープ曲線

1, 2, 3 : それぞれ第1期, 第2期, 第3期クリープ, 4 : 破壊

クリープ変形に見られる特色の一つは結晶粒界の挙動である。2-1に述べたように、常温では結晶粒界の存在は材料の降伏点をあげる方向に働いている。ところが、高温では結晶粒界は軟らかくなり、両側の結晶の方向差により生ずる粒界での不整合は粒界を形成する層の変形でかなり緩和

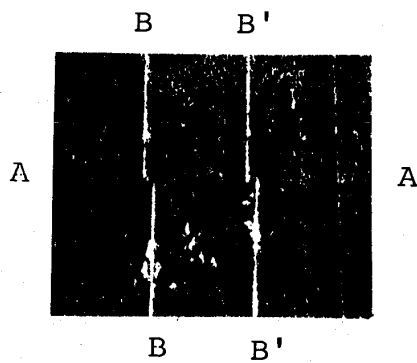


図10 高温における結晶粒界のり(R.King他)⁽¹²⁾
A-A: 結晶粒界, B-B, B'-B':
り前に入れた目印しの線

されてしまう。このため、高温では粒界の強化作用は大幅に減ってしまう。さらに驚くべきことは、粒界を境にして両側の結晶が互にりようになることである。典型的な例を図10に示す。また、クリープ破壊は、変形の比較的初期に粒界に発生した空隙が時間とともに成長し、つながる形で起きる。このように、常温域では材料の強化に貢献していた粒界は、高温、特にクリープに関しては逆に作用するので、高温では結晶粒は余り細くない方がよい場合が多い。この考え方をおし進めたのが、次回に述べる方向性凝固さらには単結晶のタービンブレードである。上述のように、高温では粒界は軟化するが、結晶粒自身の変形もなければクリープは進行しない。勿論、高温では、結晶粒自身もクリープ変形しやすくなり、クリープ変形は粒界の軟化と結晶粒の変形の協同現象として進行する。

クリープ変形は、変形による加工硬化と高温であることにより生ずる軟化(回復)がバランスした状態に進むという風に説明されている。第1期は両者がバランスするまでの遷移領域で、第2期は両者がバランスした状態というわけである。この考え方は、比較的応力が高いときに起きる転位の運動によるクリープにはあてはまる。しかし、クリープには低応力でおきる拡散クリープ(拡散による物質移動の直接の結果として生ずるクリープ)があり、この場合に対しては必ずしも適当な説明とは言えない。次に、クリープ変形およびクリープ破断の機構について、もう少し詳細に述べる。

(i) クリープ変形 まず、転位の移動によるクリープ変形を考える。りり面上を動いて来た転位はりり面上に障害物があると図11(a)に見るようにその運動を阻止される(硬化)。降伏点以下の応力でこの転位がさらに動いて変形に寄与してゆく一つの道は、転位が同図に示すように別のりり面に移って障害物を回避することである(軟

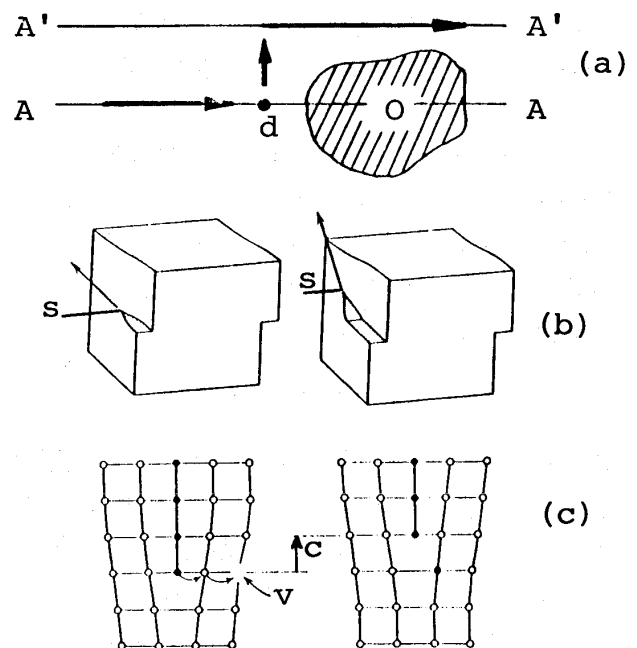


図11 クリープにおける転位の障害物回避
(a)A-A, A'-A': 始めおよび回避後のりり面, d: 転位, O: 障害物
(b)ラセン転位の場合(交差りり)
(c)刃状転位の場合(上昇)

化)。純粋なラセン転位は、図11(b)に示すように、もとのりり面に交わるりり面に移り[これを交差りり(cross slip)という]、容易に別のりり面に出ることができる。刃状転位あるいは刃状転位成分のはいった混合型の転位では図11(c)に示すように、刃状転位の特長である余分なくさび状の原子面が拡散により縮小して転位が上昇してゆかか、あるいはくさび状原子面がさらに下方にのび転位が下降してゆかしなければならぬ。このような過程を刃状転位の上昇(climb)という。後者のような過程を含むとき、クリープの速度をきめるいわゆる律速過程は拡散である。このタイプのクリープの歪速度は次のような半実験

式で与えられる。

$$\dot{\epsilon} = (\sigma/\sigma_0)^n \exp(-E/kT) \quad (9)$$

ここに、 σ は応力、 σ_0 は定数、 $n = 3 \sim 7$ である。3-2の最後に述べた方法で実験から E を決定すると、 $T_m/2$ (T_m は溶融点) 以上の高温では空孔型拡散の活性化エネルギーに近い値が得られる。また、もっと低い温度範囲ではこれより低い活性化エネルギーが求まり、転位に沿う拡散が刃状転位の上昇に関与しているのであろうとされている。

さらに低い応力では、転位の運動は種々な抵抗のため殆んど行なわれなくなるが、クリープはなお図12に示すように、拡散による物質移動の直接の結果として起こる。この場合のクリープの歪速度に対する半経験式は

$$\dot{\epsilon} = (\sigma/\sigma_0) \exp(-E/kT) \quad (10)$$

で与えられる。この場合も高温では E は空孔型体積拡散の活性化エネルギーに近く、比較的低温域ではそれより低い値をもち、結晶粒界を通る拡散の活性化エネルギーと見られている。Ashby は、上記のような種々なクリープがどのような条件のときに現れるかを、温度-応力面の上を示した。これはAshbyの変形地図 (deformation map) と呼

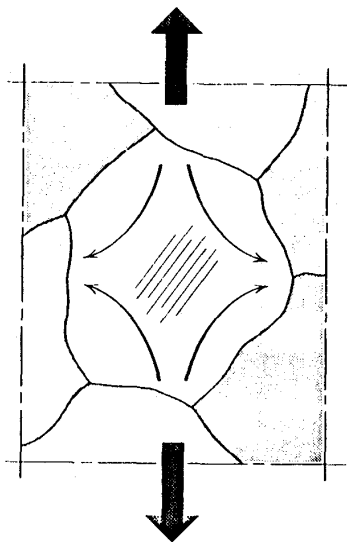
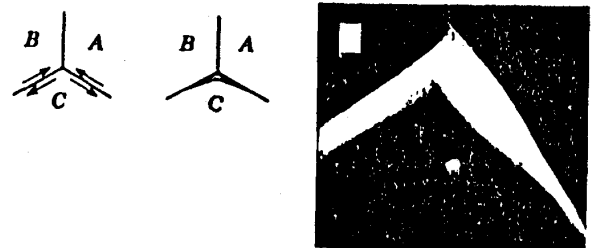


図12 拡散クリープ⁽¹⁰⁾

太い矢印：引張荷重，結晶粒内の矢印：空孔の移動方向（原子はこの逆に動くことになる）

ばれている。⁽⁹⁾

(ii) クリープ破断 クリープ破断は、結晶粒間のつりにより結晶粒界に生じた空隙の生長により起きる。空隙の発生はクリープの比較的初期に起こるものと考えられ、空隙は空孔が拡散により流れ込むことにより成長する。このため空隙の生長速度は空孔の拡散速度に律速され、破断迄の時間の温度依存性は $\exp(E/kT)$ の形をもつ。 E は空孔の拡散の活性化エネルギーである。低温域では主として粒界拡散、高温では体積拡散が律速過程となると考えられる。粒界に発生する空隙は、比較的低温の場合は図13(a)に示すように3個の結晶粒が出会っているいわゆる三重点にくさび型に発生し、高温では同図(b)に示すように粒界に沿ってほぼ丸形の小型のものが並んで発生する。第3期クリープの歪速度の増加は、空隙の成長により荷重を支える面積が減るために起きると考えられている。



(a)

(b)

図13 クリープ過程で粒界に発生する空隙⁽¹¹⁾

(a) 3重点に発生するクサビ型空隙 (H. Chang 他)
(b) 粒界にならんで発生した丸形空隙 (A. J. Kennedy)

3-4 熱応力, 熱衝撃, 熱疲労 材料内に温度の不均一があると熱応力が発生する。熱応力の大きさは $\alpha E \Delta T$ に比例する。 α は線膨張係数, E は縦弾性係数, ΔT は場所的な温度差である。急激な加熱あるいは冷却が行なわれる場合, 材料の熱伝導性が悪いと大きな温度差 ΔT を発生し, 材料は熱応力で破壊することがある。これを熱衝撃破壊といっている。また, 繰返して加熱冷却が行なわれる場合には, 熱応力の繰返しにより疲労破壊が起きる。これを熱疲労という。熱疲労は疲労とクリープがまじりあった非常に複雑な現象で,

クリープに比べその機構の解明は遅れている。

4. まとめ

今回の内容全般に関しては, 文献(10~13)にあげた教科書を参照されたい。特に文献(10) The Structure and Properties of Materials (J. Wulff 他) は材料を専攻としない読者を対象に書かれたもので, 邦訳もあり, 読み易さと優れた内容とをもっている。

[文献は重複を避けるため第2回の末尾にまとめて記載する。]

お 知 ら せ

技術情報センター委員会

当学会技術情報センターにおいて, 新たに収集された資料は下記の通りです。

- 1) 1983年国際ガスタービン会議東京大会展示カタログ
- 2) GTRリスト
- 3) Gordon, S. and McBride, B.J., 「Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations」, NASA SP-273
- 4) 機械技術研究所外国雑誌リスト(1983)
- 5) Turbomachinery International 1983/7~/10
- 6) 航空宇宙技術研究所図書館ニュース 1983/11
- 7) Jane's/All the World's Aircraft 1983-84

なお, 1983年12月以前の所蔵リストについては, 学会誌12月号59ページをご参照下さい。また, 会員御所持の資料で下記に該当するものがございましたら, 既存資料のみならず, 将来にわたって, その別刷等をご寄贈下さいますようお願い申し上げます。

- 1) 研究所および会社の技報等でガスタービンに関連あるもの, 所蔵図書目録等
- 2) 会員が本会以外で発表したガスタービン関連の文献

3-4 熱応力, 熱衝撃, 熱疲労 材料内に温度の不均一があると熱応力が発生する。熱応力の大きさは $\alpha E \Delta T$ に比例する。 α は線膨張係数, E は縦弾性係数, ΔT は場所的な温度差である。急激な加熱あるいは冷却が行なわれる場合, 材料の熱伝導性が悪いと大きな温度差 ΔT を発生し, 材料は熱応力で破壊することがある。これを熱衝撃破壊といっている。また, 繰返して加熱冷却が行なわれる場合には, 熱応力の繰返しにより疲労破壊が起きる。これを熱疲労という。熱疲労は疲労とクリープがまじりあった非常に複雑な現象で,

クリープに比べその機構の解明は遅れている。

4. まとめ

今回の内容全般に関しては, 文献(10~13)にあげた教科書を参照されたい。特に文献(10) The Structure and Properties of Materials (J. Wulff 他) は材料を専攻としない読者を対象に書かれたもので, 邦訳もあり, 読み易さと優れた内容とをもっている。

[文献は重複を避けるため第2回の末尾にまとめて記載する。]

お 知 ら せ

技術情報センター委員会

当学会技術情報センターにおいて, 新たに収集された資料は下記の通りです。

- 1) 1983年国際ガスタービン会議東京大会展示カタログ
- 2) GTRリスト
- 3) Gordon, S. and McBride, B.J., 「Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations」, NASA SP-273
- 4) 機械技術研究所外国雑誌リスト(1983)
- 5) Turbomachinery International 1983/7~/10
- 6) 航空宇宙技術研究所図書館ニュース 1983/11
- 7) Jane's/All the World's Aircraft 1983-84

なお, 1983年12月以前の所蔵リストについては, 学会誌12月号59ページをご参照下さい。また, 会員御所持の資料で下記に該当するものがございましたら, 既存資料のみならず, 将来にわたって, その別刷等をご寄贈下さいますようお願い申し上げます。

- 1) 研究所および会社の技報等でガスタービンに関連あるもの, 所蔵図書目録等
- 2) 会員が本会以外で発表したガスタービン関連の文献



名古屋大学航空学科原動機研究室における 超音速圧縮機の研究

名古屋大学工学部航空学科 大塚 新太郎
名古屋大学工学部航空学科 橋本 孝明

1. はじめに

圧縮機の翼素に対する流れを超音速としても、それほど効率が悪くならないはずだということが、A. Kantrowitz によって論じられて以来、超音速圧縮機は1段あたりの圧力比が大きくなり、また前面面積あたりの流量も大きく取れることから、軽量小型大出力のエンジン用、特に航空エンジン用圧縮機として有望視されている。

組織的な研究としては、NACAにおいて、1940年代後半から1950年代後半にかけて行われたものが有名であるが、その後は、ベルギーにある Von Karman 研究所とかフランスの ONERA 等で積極的に研究が続けられており、ドイツのアーヘン工科大学でも研究されたようである。

わが国では、超音速圧縮機に関する研究は余り多くなく、荏原製作所と石川島播磨重工で運転されただけである。著者らの研究室では、昭和42年に、shock-in-rotor 型超音速軸流圧縮機を試作し、それ以来現在まで、超音速圧縮機の研究を連続して行っているため、その辺のことについて簡単に紹介したいと思う。

なお、この記事は、すでに本誌の前身である日本ガスタービン会議会報第1巻第4号の著者らの論説記事および第3巻第12号の研究だよりとも一部内容の重複があるが、お許し願いたい。

2. 超音速軸流圧縮機の実験結果の概要

試作された超音速軸流圧縮機は、250kWの三相誘動電動機によって、240φの動翼を設計回転数36,000 r. p. m. (最大38,000 r. p. m. まで可能)で運転しようとする装置である。作動流体は空気であって、流入側に絞り弁をつけ、流入密度を下げ、所要馬力の低減を図っている。動翼は26枚あり、前縁には10°のくさび角を持つ翼型を基本とし

ている。静翼は、流れの転向角が大きいため2段としてあり、翼型としては、NACA65シリーズを採用し、各段とも翼は20枚である。図1に超音速軸流圧縮機の外観の写真を示す。

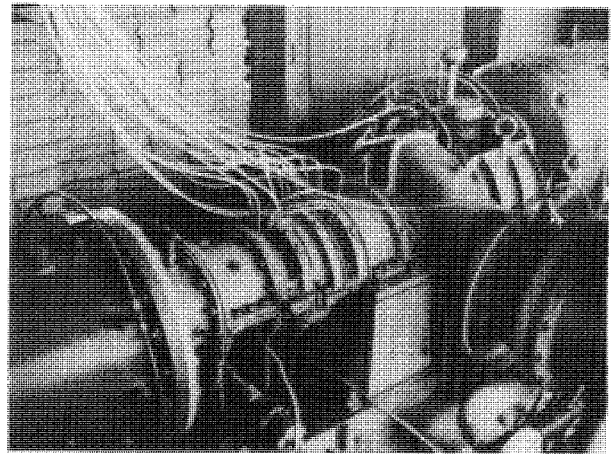


図1. 名古屋大学航空学科の超音速軸流圧縮機

主な目標性能は、動翼の回転数36,000 r. p. m. (この時、先端における動翼の相対マッハ数は1.6)で1段あたりの総圧比2.0、断熱効率80%である。これに対し、得られた実験結果は、圧力比1.91で断熱効率は67%であった。このように、最初に予定したほどの性能が得られず、特に効率の低いことが問題であった。この効率の悪かった原因としては、いろいろと考えられた結果、動翼内部の流れの半径平衡を考慮しなかった動翼の設計にあったのではないかとすることに気がついた。

Shock-in-rotor 型のように、動翼通路内に垂直衝撃波を持つ場合、流れはその前後で急激な変化をするのであるから、半径平衡の条件は動翼内においては十分に検討されねばならないと痛感した次第である。この条件が考慮されていないで、単に二次元超音速翼列のデータのみに基づいて設計されるならば、強烈な二次流れが発生し、予想し

(昭和59年1月17日原稿受付)

た流れとは大きく異なった流れとなり、効率が悪くなると思われる。

3. 実験以後の研究経過

前述のように、試作した超音速軸流圧縮機の効率が悪かった大きな原因を、動翼通路内の流れの半径平衡の問題としてとらえ、当研究室における研究は、性能の良い動翼の設計法を開発するという観点に立って、動翼通路内の流れを理論面から扱ってきた。

ただ、動翼通路内の流れは三次元的であり、しかも超音速部、亜音速部と全く性質の異なる2つの領域から成っているため、直接解析するのは至難である。そこで、著者らは、〔1〕動翼枚数が多く、流れは擬軸対称（軸対称流ではあるが、翼の厚みを考慮に入れているので、擬軸対称流ということばを用いた。翼の厚みだけ通路が狭くなる。）、〔2〕子午流線は軸に平行、という大きな2つの仮定を設けて扱ってみた。ところが、得られる動翼はどれも実用になりそうもなかったため、超音速部の子午流線は軸に平行とするが、亜音速部ではこの条件をはずしたところ、実用的な動翼を設計できるめどが立った。もう少し具体的に述べると次のようになる。

動翼入口では旋回成分なしの一様な絶対流が流入するものとし、超音速部では、単純半径平衡の条件を満たす、子午流線が軸に平行な擬軸対称流であって、しかも一次元超音速ディフューザーの始動条件を満足するようにする。

亜音速部では、子午流線形状は特に限定せず、従って内外筒壁の形も任意とし、動翼から流れに加えられる運動量と翼の厚さを考慮した通路幅（角間隔ということばで表現）を指定することによって、流れを決める。

以上の超音速部と亜音速部の流れを基礎にして、shock-in-rotor型動翼の設計を行おうという考え方である。このような考え方で設計される動翼通路内の流れは、半径平衡の考察が済んでいるので、二次元超音速翼列のデータがかなりの信頼度で使用できるはずである。

4. 今後の研究の方向

動翼通路内の流れの大まかな考察は終了したので、現在ある超音速軸流圧縮機の動翼の改造に取りかかる段階である。

ただ、今しばらくは、実際の動翼を製作するには細部の検討が必要であって、そのため、現有設備の真空タンクを利用して、新たに二次元の超音速翼列風洞を製作中である。図2がその写真である。

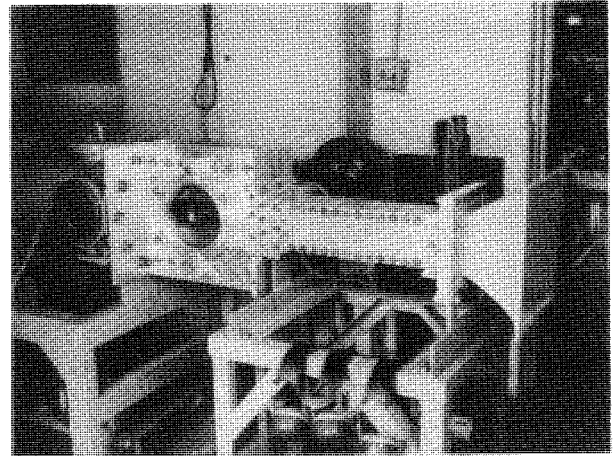


図2. 製作中の二次元超音速翼列風洞

この二次元超音速翼列風洞が完成したあかつきには、以上述べた考え方に基づいた動翼通路の二次元としての基礎的な実験を行い、良好な結果が得られたならば、三次元の動翼の設計製作にとりかかる予定である。なお、二次元の超音速翼列風洞は、これも超音速圧縮機の性能向上のために、将来どうしても踏みこまねばならない、垂直衝撃波と境界層の干渉という大問題の研究にも利用したいと思っている。

また、わが国で稼動中としてはおそらく唯一の当学科の超音速軸流圧縮機を有効に活用するために、最近の超小型、高周波応答の圧力センサーを利用して、高速で回転する極めて狭い動翼通路の垂直衝撃波の挙動を重点にして、詳細な流れの様子を把握に努めたいと思っている。そして、動翼の性能、特に効率と垂直衝撃波の挙動の関係を考察してみたいと思っている。

さらに、簡単に超音速流を可視化できる手段として、浅底水槽を利用し、超音速翼列の流れを模擬することも考慮中である。

5. おわりに

当研究室の超音速圧縮機の研究は主に、効率の良い動翼通路の設計法の開発という観点から推進してきた。

将来は、この点を念頭におきつつも、超音速圧

縮機の持つ種々の問題点に取り組み、基礎的な研究データの一層の蓄積を図り、超音速圧縮機の性能向上に役立てたいと願っている。

文 献

(1) Arthur Kantrowitz, NACA Report 974, (1954), 473.

- (2) S.Otsuka, T.Hashimoto, S.Yamaguchi, S.Yokoi, H.Kishimoto, and S.Futsukaichi, Tokyo Joint International Gas Turbine Conference JSME-4, (1971-10).
- (3) 橋本・大塚, 日本航空宇宙学会誌, 25-283(1977-8), 370, 25-283(1977-8), 377, 30-344(1982-9), 551, 30-345(1982-10), 606, 31-358(1983-11), 650.

会費改訂のお知らせ

会員の皆様のご協力により、現在本学会の運営も滞りなく行われており厚くお礼を申し上げます。さて、ご承知のようにわが国の経済状態を反映し、学会の財政状況にも諸物価の値上りなどの影響が出はじめております。これに対しましては、学会運営の諸経費につき極力節約に努めておりますが、来年度以降の収支状況を慎重に検討いたしました結果、昭和59年度より賛助会員・正会員・学生会員の会費を下記の通り値上げのやむなきに到りました。正式には59年度はじめの通常総会に議題としてご審議いただくこととなりますが、本件に関しましては既に文部省にもご相談申し上げており、前もってご案内する次第です。

尚、既に59年度分を前納なさっている方につきましては、差額をお納め下さいますようお願い申し上げます。

記

	現 行	改 訂(59年4月より)
賛助会員	1口/年 50,000円	1口/年 60,000円
正 会 員	年 3,000円	年 4,000円
学生会員	年 1,000円	年 2,000円

※ いずれも入会金につきましては従来通りです。

縮機の持つ種々の問題点に取り組み、基礎的な研究データの一層の蓄積を図り、超音速圧縮機の性能向上に役立てたいと願っている。

文 献

(1) Arthur Kantrowitz, NACA Report 974, (1954), 473.

- (2) S.Otsuka, T.Hashimoto, S.Yamaguchi, S.Yokoi, H.Kishimoto, and S.Futsukaichi, Tokyo Joint International Gas Turbine Conference JSME-4, (1971-10).
- (3) 橋本・大塚, 日本航空宇宙学会誌, 25-283(1977-8), 370, 25-283(1977-8), 377, 30-344(1982-9), 551, 30-345(1982-10), 606, 31-358(1983-11), 650.

会費改訂のお知らせ

会員の皆様のご協力により、現在本学会の運営も滞りなく行われており厚くお礼を申し上げます。さて、ご承知のようにわが国の経済状態を反映し、学会の財政状況にも諸物価の値上りなどの影響が出はじめております。これに対しましては、学会運営の諸経費につき極力節約に努めておりますが、来年度以降の収支状況を慎重に検討いたしました結果、昭和59年度より賛助会員・正会員・学生会員の会費を下記の通り値上げのやむなきに到りました。正式には59年度はじめの通常総会に議題としてご審議いただくこととなりますが、本件に関しましては既に文部省にもご相談申し上げており、前もってご案内する次第です。

尚、既に59年度分を前納なさっている方につきましては、差額をお納め下さいますようお願い申し上げます。

記

	現 行		改 訂(59年4月より)	
賛助会員	1口/年	50,000円	1口/年	60,000円
正 会 員	年	3,000円	年	4,000円
学生会員	年	1,000円	年	2,000円

※ いずれも入会金につきましては従来通りです。



DOE 契約者会議とセラミックガスタービン

（株）豊田中央研究所 和田重孝

はじめに

昨年は、3月に名古屋で「ニューセラミックスフェア'83」、10月に箱根で「エンジン用セラミックス部品国際会議」、その一週間後に「国際ガスタービン会議東京会議」、さらに翌週には「東京モーターショー」が開催され、エンジンに係わるセラミックスの話題がにぎやかであった。そして、東京モーターショーの翌週、11月14日-17日に、標記の会議に出席する機会を得た。国内のセラミックス開発の動向をまじえ、標記の会議の概要と感想を記す。

背景

1982年に、米国で消費された全エネルギーの27%、全石油消費の61%が輸送機関で使われ、さらに輸送機関使用量の77%は、ハイウェイを走行する自動車によって消費されたと言われている。

このように大きな比率を占める自動車による石油使用の効率を改善するための技術開発(Vehicle Propulsion Technology Development Program)に、米政府は長期に亘り、国家資金を投じている。このVPTD計画が米国エネルギー省(U.S. Department of Energy)により所管されている。

VPTD計画の資金は、図1のように推移している。AGT-100/101の開始された1980年以降、急減した資金が、ここにきて若干持ちなおし気味である。

1984年度の予算内訳を表1に示す。ガスタービンとスターリングエンジンが大きな割合を占め、1983年度から新設された材料開発の比重が高くなってきた。大型ディーゼルエンジンに対する開発費が意外に少ないのは、この技術開発はすでにリスクが小さいとみなされているためと思われる。

1984年度の予算(約100億円)は、日本の次世代産業基盤技術開発制度のファインセラミックス約

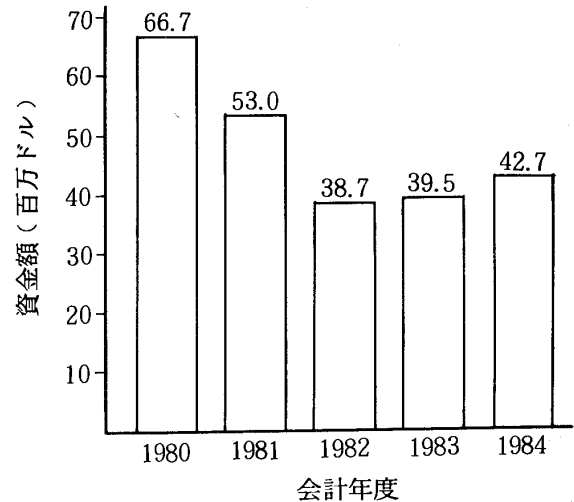


図1. VPTD計画資金の推移

表1. '84会計年度VPTD計画資金の内訳

Items	Million dollars
Gas Turbine	18
Stirling Engine	13
Heavy Duty DIESEL	2
Advanced Materials Development	5.1
Alternative Fuels Utilization	2.6
Technology Transfer	1.5
Gas Mileage Guide	0.5
Total	42.7

130億円(昭和56-昭和65年)、ムーンライト計画の高効率ガスタービン約160億円(昭和53年-昭和57年分)と比較するとかなり大きい。

概況

会議は例年通りディアボーンのホテル・ハイアットで開催された。登録者は約400名、日本からの参加企業は(現地駐在員のみ参加も含めて)日産、三菱自動車、ホンダ、トヨタ自動車、日本碍子、日本特殊陶業、京セラ、東芝、豊田中研であった。ヨーロッパからの参加者は極めて少ないように思われた。

会議の日程を表2に示す。

(昭和59年1月20日原稿受付)

表 2 会 議 日 程

MONDAY, NOVEMBER 14, 1983	: Welcome and Program Overview Keynote Address Stirling Systems and Technology
TUESDAY, NOVEMBER 15, 1983	: Heavy Duty Technology Session Ceramic Technology Session I
WEDNESDAY, NOVEMBER 16, 1983	: Gas Turbine Technology Session Ceramic Technology Session II Industry Perspectives Session Reception-Henry Ford Museum
THURSDAY, NOVEMBER 17, 1983	: Joint U.S./Canadian Session on Alternative Fuels, I & II

例年と異なった点は、例年準備されていたプロシーディングと同程度の内容の資料が皆無で、一冊のアブストラクトのみが配布されたことである。プロシーディングは、本年4月頃に出版される予定である。4日間で出席者の多かったのは、ガスタービンおよびセラミック関連の中2日間で、スターリングエンジンの初日と代替燃料の最終日は200名以下であった。

ガスタービン

CATE, AGT-100, AGT-101の報告がなされた。CATEは1982年度で資金が打切られており、総括報告であった。AGT-100, AGT-101は、それぞれ1983年度の経過を概観した内容であった。

AGT-100では2台の、AGT-101では3台のエンジンを組立て、それぞれ累積21時間、170時間運転された。もちろん、まだフルパワーではない。AGT-101のリグ・テストは累積5,114時間に達した。

セラミックス部品開発では、その形状を変えることによって、熱応力を大幅に低減する努力がなされている点が最も興味深かった。AGT-101では、タービン・シュラウドの熱応力を25.2ksi から16.8ksiへ、アウター・ディフューザー・ハウジングの最大熱応力を65.5ksiから14.1ksiへ低減させていた。

AGT-100では、コンバスター・ドームに入るクラックを、あらかじめスリットをつける設計変更によって解決した。セラミックス部品の信頼性の向上を材料強度の改善のみに期待するのではな

く、このように設計面からも信頼性の向上を目指す努力は極めて重要である。

一方、セラミック材料の進歩は、若干スロー・ダウンしているように感じた。例えばカーボランダム社の α -SiC製ガス化ローターから切り出したテストピースの強度は、成形に伴う方向性はなくなったものの、40kg/mm²弱であり、製造歩留りは加工前で11%と報告された。この強度は2-3年前と大差がない。SiC焼結体の強度は、日本では、この倍80kg/mm²を超える値が報告されている¹⁾。GTE社のSi₃N₄製ローターは、ASEA社の特許に基づく射出成形とHIP処理で106ksi(74kg/mm²)である。単に室温における材料強度だけから見ると、日本のメーカーは常圧(低ガス圧)焼結で、この強度は十分達成している。また射出成形では、GTE社は脱脂に苦労しているらしく、前記のようにHIP処理についての報告はあったが、常圧焼結法によるローターについての報告はなく、この1年間の進歩を定量的に評価できる情報はなかった。

展 示

GM-Allison, Garrett, Mechanical Technology Inc. (スターリングエンジン)およびNASA/Lewisの4つの展示が予定されていた。しかし、NASAの展示はなく、スターリングエンジンも図表のみであった。

GM-AllisonとGarrettの展示全貌を写真1,2に示す。

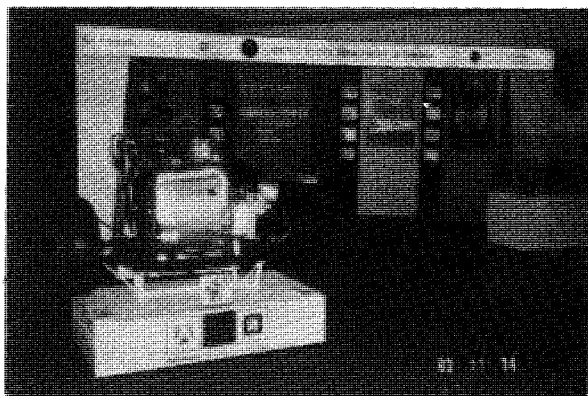


写真 1

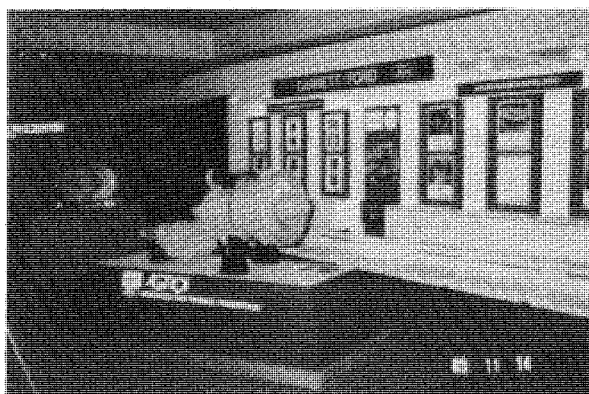


写真 2

GM-Allisonの展示物は、写真1に見られる、AGT-100エンジン、写真3に示すCATE/GT-404のセラミック部品、写真4にその一部分を示すAGT-100のセラミック部品およびタービンローター（昨年と同じ²⁾）であった。GT-404、AGT-100ともに、カーボランダム社の α -SiC製の部品が目立った。写真3のプレナム、写真4のスクロ

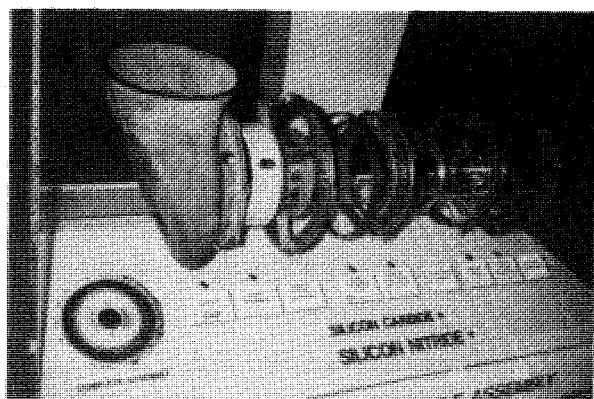


写真 3



写真 4

ールは、いずれもスリップキャスト法で成形した α -SiCであり、セラミック屋として、その見事さに感嘆した。しかし、カーボランダム社は、スリップキャスト法を初期費用（金型代）のかからない成形法で、試作には適するが、量産性には劣ると判断しており³⁾、将来このような複雑な形状の部品をどのような成形法で作ろうと考えているのか、大変興味がある。

Garrettの展示は、写真2にみられるAGT-101のエンジンと写真5に示すAGT-101のセラミック部品であった。AGT-101のセラミック部品には、 Si_3N_4 製のものが多かった。写真5、中央のステーター、ローターはじめ、その右側の部品は（一番右側の断熱材を除き）すべて Si_3N_4 製であ

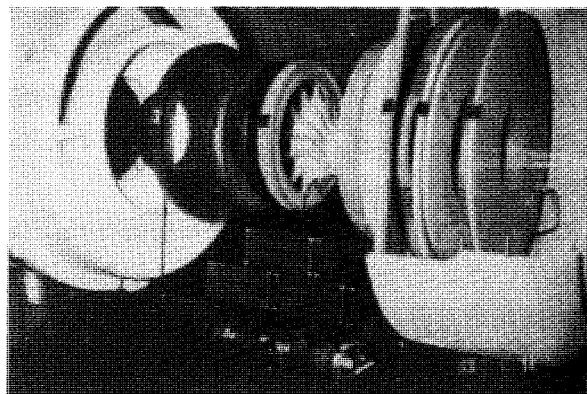


写真 5

る。これはフォード社が反応結合再焼結 Si_3N_4 を開発したことによると思われる。しかしながら、最終目標のタービン入口温度 $1,375^\circ\text{C}$ になったとき、はたして、この反応結合再焼結 Si_3N_4 が耐熱性・耐酸化性ならびに機械的強度を満足するであろうか、今後の改善に待つところ大と思われる。

Industry Perspective Session

この英語の適切なニュアンスが伝えられる訳を見出せないで英語のままとした。要は、参加者を対象としたアンケートで、アンケートの目的はVPTD計画の資金を、どの分野に、どのように配分すべきか、国家資金は開発のどのような段階まで出されるべきかなどの12の質問で構成されていた。ところで、12番目の質問は「この米国の国家資金による技術開発に外国人をどの程度参加させてもよいか」という主旨で、“契約会社への外国人の訪問は禁止すべき”、“会議への参加を制限する”とか“ペーパーは配布しない”などというシリアスな内容であった。この会議への登録者からみると、実質的に、外国人とは日本人である。どんな結果となるか注目される。結果はいずれ公表されることである。

先端技術情報の流出規制

12月6日の日本経済新聞は、トップ記事で、米政府が有望先端技術（エマージングテクノロジー）に関する情報の海外流出を制限し始めたと報じた。具体的には「軍事に関係する学界への出席を米国人に限るという輸出管理法を発動、米国の複合材料学会への加入に米国民権を示す書類の提出を義務づけた」ことである。そして「この措置は外国人すべてを対象にしているが、外国人で参加しようとする研究者は日本人がほとんどで、事実上日本人の締め出しをねらったもの」、「現在のところ、この措置は、複合材料学会だけに限られているが、これを機に、セラミックスなど有望先端技術の学会からも日本人研究者が締め出されるのではないか」というものである。

このような動きは、随分前から指摘され、危惧されていたことである。通産省が、昭和56年から次世代産業基盤技術開発制度を設けたのも、日本が先端技術分野で世界の孤児になることを恐れたからに他ならない⁴⁾。しかし、その成果が、米国の先端技術とギブ・アンド・ティクできるレベルに

達するには、まだ時間がかかるように思われる。

ガスタービン用セラミックの技術格差

ガスタービンの日米技術格差がどの程度か、筆者には分からない。

ガスタービン用セラミックの技術格差について私見を述べる。

まず、米国のインプットは桁違いに大きい。イギリスで Si_3N_4 の緻密な焼結体が得られるようになったのが1960年代初め、1971年にはBMD計画がスタートし、1976年からCATE計画、1979年10月（1980会計年度）からAGT計画が開始されて今日に到っている⁵⁾。

投入された資金量は、累積600億円に達する⁶⁾。日本の大手企業中央研究所の昭和57年頃の費用は、人件費込みで1,000-1,500万円/人・年と言われる。従って、米国の累積投入金額は、単純計算で、約500人×10年間の研究に相当する。

次に、ガスタービン部品のセラミック化は三菱自動車、トヨタ自動車、日産自動車などで進められているが、セラミック化の程度や評価実績では米国が進んでいる。日産の二軸再生小型ガスタービン「YTX」では、一連の部品がセラミック化されているが、エンジンでのテストはこれからと聞いている。一部のセラミック部品についてリグテストがなされていることである。

日本のセラミック部品化技術は米国と比較してどうだろうか？ カーボランダム社の $\alpha\text{-SiC}$ のスリップキャスト成形技術を除けば、射出成形をはじめとする非酸化物系セラミックスの成形・焼成技術は日米同程度と思われる。日本のこの分野へのインプットが継続されれば、米国が恐れているように、生産技術的に日本が優位に立つ時代が来る可能性がある。

セラミック材料技術ではどうか？ 米国にはSiCの焼結に関するGE社プロチャスカの優れた発明がある。しかし、材料の強度について見れば、SiC、 Si_3N_4 、PSZいずれも現在の世界のチャンピオンデータは日本のメーカーによるものである。また、 Si_3N_4 の原料メーカーは9社もあり、米国とヨーロッパを合わせた以上ではなからうか。質的にも欧米の原料に頼る必要はなくなっている。

このように列挙してみると、米国と日本のガスタービン用セラミックスの材料技術、製作技術面

における技術格差は縮小してきているように感じる。しかし、やれば出来るだろうということと、やった、ということの間には無限に近いギャップがある。セラミック部品をテストし、設計を変えて熱応力を減らし、破壊しないことを実証するという仕事は、テスト装置の製作まで含めたらそれぞれの部品毎に2年はかかるだろう。

ガスタービン用セラミックの日米の技術差は部品としての設計経験、材料ならびに部品の評価技術、材料の耐久性に関するデータの蓄積において、少なくとも5年以上は開いているように思う。この分野でも、これからは米国の情報が入りにくくなると予想される。米国の閉鎖傾向を打開するには、日本において先端的開発がなされ、その情報の公開されることが必須であろう。

おわりに

米国のCATEおよびAGT計画は日本にセラミックブームを巻き起こす1つのきっかけを作った。

セラミックガスタービンの将来は容易ではないだろうが、今後ともガスタービン用セラミックスの開発は機械・構造用セラミックスの大きなターゲットであり続けると考える。

DOE契約者会議のセラミックス・セッションの内容については紙面の都合で省略させて頂いた。

参考資料

- 1) 中村浩介, 工業材料 31〔12〕113-117, (1983)。
- 2) 正木英之, セラミックス 18〔1〕52-56, (1983)。
- 3) R. S. Storm and M. Srinivasan, Ceramic Engineering and Science Proceedings 612-619, Sept.-Oct. (1982).
- 4) 日本の最新技術シリーズ(14) 新素材百科, 日刊工業新聞社(1983)。
- 5) 日経メカニカル 1982. 3. 29, 55-59.
- 6) J. I. Muller, Ceramic Engineering and Science Proceedings, 820-827, Sept.-Oct. (1982).

§ 入会勧誘のおねがい

日本ガスタービン学会では賛助会員、正会員、学生会員の入会を呼びかけております。ガスタービン関係の方々には是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいたします。

賛助会員	1口	60,000円	入会金	1,000円
正会員		4,000円	入会金	500円
学生会員		2,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 365-0095

における技術格差は縮小してきているように感じる。しかし、やれば出来るだろうということと、やった、ということの間には無限に近いギャップがある。セラミック部品をテストし、設計を変えて熱応力を減らし、破壊しないことを実証するという仕事は、テスト装置の製作まで含めたらそれぞれの部品毎に2年はかかるだろう。

ガスタービン用セラミックの日米の技術差は部品としての設計経験、材料ならびに部品の評価技術、材料の耐久性に関するデータの蓄積において、少なくとも5年以上は開いているように思う。この分野でも、これからは米国の情報が入りにくくなると予想される。米国の閉鎖傾向を打開するには、日本において先端的開発がなされ、その情報の公開されることが必須であろう。

おわりに

米国のCATEおよびAGT計画は日本にセラミックブームを巻き起こす1つのきっかけを作った。

セラミックガスタービンの将来は容易ではないだろうが、今後ともガスタービン用セラミックスの開発は機械・構造用セラミックスの大きなターゲットであり続けると考える。

DOE契約者会議のセラミックス・セッションの内容については紙面の都合で省略させて頂いた。

参考資料

- 1) 中村浩介, 工業材料 31〔12〕113-117, (1983)。
- 2) 正木英之, セラミックス 18〔1〕52-56, (1983)。
- 3) R. S. Storm and M. Srinivasan, Ceramic Engineering and Science Proceedings 612-619, Sept.-Oct. (1982).
- 4) 日本の最新技術シリーズ(14) 新素材百科, 日刊工業新聞社(1983)。
- 5) 日経メカニカル 1982. 3. 29, 55-59.
- 6) J. I. Muller, Ceramic Engineering and Science Proceedings, 820-827, Sept.-Oct. (1982).

§ 入会勧誘のおねがい

日本ガスタービン学会では賛助会員、正会員、学生会員の入会を呼びかけております。ガスタービン関係の方々には是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいたします。

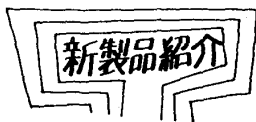
賛助会員	1口	60,000円	入会金	1,000円
正会員		4,000円	入会金	500円
学生会員		2,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 365-0095



ヤンマーAT-600形ガスタービン

ヤンマーディーゼル株式会社 浜田 義次

1. まえがき

産業用ガスタービンは、国内の非常用自家発電装置の分野で年々需要が増加し、とくに地震多発地帯を中心に、従来、ディーゼルエンジンが独占していた市場を次第に侵食しつつある。この理由については、ここでは長くなるため触れないが、要はガスタービン自家発電装置がディーゼルエンジンのそれに比べ信頼性の高いものと評価されているからに他ならない。今後も、ガスタービンの進出が予想される。

この展望に立って、ヤンマーディーゼルは、ディーゼルエンジンに加えガスタービンも供給できる体制を整える必要を認め、ガスタービンの開発を進めてきた。そして、このほど出力600 PSのガスタービンAT-600形、また、この出力部であるパワーモジュール2機を装備合体し1つの出力軸をもって駆動する出力1,200 PSのAT-1200形の開発に成功し、昭和58年10月これらを公表した。本稿では基礎エンジンであるAT-600について新商品紹介を行う。

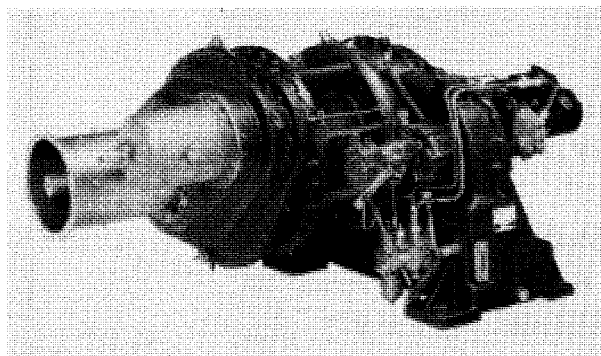


写真1. AT-600形 ガスタービン

2. 設計方針

AT-600形の設計はつぎの方針に基づいて行った。

(昭和59年1月17日原稿受付)

(1) 良質の電力が供給できる発電用原動機

定回転速度の運転において過負荷耐力に優れ、それ故に周波数変動の小さい良質の電力の供給ができる一軸式を採用。

(2) 高い信頼性

① ガスタービンにおけるコンプレッサ・インペラやタービンロータなど重要部品は、エンジン高性能化上、有限寿命として設計されるものであり、この種の部品の数が少ないほど信頼性は高い。高信頼性をねらい、1段遠心コンプレッサ(インペラは軸と一体形)、2段軸流タービン(翼とディスクが一体形)および単筒式燃焼器から成る構成部品の少ないシンプルな構造を採用。

② 常に確実な始動が保証できるものとする。すなわち、指定燃料である灯油、軽油、A重油のいずれが使われても、また、酷寒の地であっても始動時、燃料の着火を確実なものとする。このため、燃料の微粒化を促進する必要があり、燃料は圧縮空気とともに噴射するエヤアシスト方式を採用。

③ 長期放置後の始動に際し、軸受への給油の立ち遅れが起こり得る。このような場合でも軸受の焼付きが起らないよう、すべて軸受は、ころがり軸受とする。

(3) 優れた燃料経済性

シンプルな構造の割には燃料消費の少ないガスタービンとする。これを実現するため、コンプレッサは1段ではあるが、従来の2段並みの圧力比と同水準の効率、それに広い作動範囲を持つ高性能を目指す。このため最先端のコンプレッサ設計技術の導入利用を行う。タービン部は、入口ガス温度を高く設定、これに耐えるよう高温耐食性に優れた材料の選定をなし、かつ、最悪状態下のロータディスクの歪の精緻な解析によりディスクプロフィールの適正化を図る。

3. 主な要目

AT-600形ガスタービンの主な要目を表1に示す。

チューブは十分な保炎性が具備できるよう配慮し、一次燃焼領域における関連の諸元の適正化を図っている。燃料噴射弁は中央に1コの燃料用噴口があり、その周囲を空気が噴出する環状噴口が囲む。そして、この環状部から旋回空気が噴出して燃料の微粒化を援ける。アシストエアは起動立上りの当初のみ外部の電動式エヤポンプにより供給される。そのあとは、コンプレッサ圧縮空気のフレームチューブ内外における差圧を利用する空気供給に切り替わる。

タービンは軸流2段式、翼はガスの流れの損失が小さくなるよう、翼面ガス速度分布を予め設定したのち、これに相応する形作りをする設計法を利用した。ロータの寿命予測は過渡時の温度分布や歪みをFEMにより解析、99.5%の信頼度をもって5,000回の発停に耐えるものとしてある。

不測・不可避の原因によりロータ破損に及ぶ事故が発生した場合に備え、ロータの周囲にコンテートリングを配設し、安全性の確保とともに、エンジンの被害も最小限にとどめるようにした。

エンジン軸は2コのころがり軸受で支持される。

タービン側はラジアル荷重のみを受けるもので、円筒コロ軸受を用いる。他方、コンプレッサ側はラジアル荷重のほか、軸推力も受け得るようにし、球軸受を採用した。これら2つの軸受はいずれも軸系の振動を制振するため、外周を潤滑油の膜により支持するいわゆるスキーズフィルム・ダンパ方式を採用する。

4-2. 減速装置

減速は2段の平行歯車による。歯車の組合せの変更のみで出力軸の回転速度は、1500, 1800, 3000, 3600r. p.mの4種類の選択が可能で、これにより、電力周波数50Hz, 60Hz用の、それぞれ2極、4極の発電機との直結ができる。

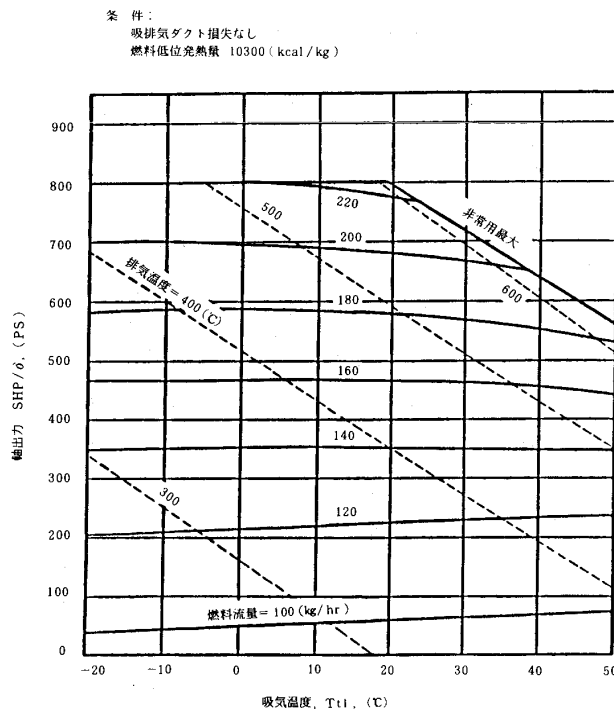


図2. AT-600 性能曲線

5. 性能

定格出力は、長時間形非常用自家発装置の原動機として、気温40℃、基準の吸排気損失の下、600 PSである。しかし、試験ではISO標準状態に(気温15℃、高度海拔零米)において吸排気損失の無い場合の出力800 PS、その時の燃料消費率280g/PS・hを実証した。気温と性能との関係を図2に示す。

6. むすび

AT-600形ガスタービンは試作以来、1000時間に及ぶ試験を行い、出力特性、経済性、始動性、調速性、環境適合性、耐久性を評価し、商品としての適合性を確認した。引続きこのAT-600を基本のモデルとする同じ設計概念による大小シリーズの拡大を図ることにしている。

第 12 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 59 年 6 月 1 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
 発表者の所属が筆頭者と同じ場合は, これを省略しました。)

第 1 室 (研修 1 号室)		第 2 室 (研修 2 号室)		
9:00	座長 石野寿生 (日立製作所) A-1 天然ガスによる筒形燃焼器の高圧燃焼特性 ※田丸卓, 下平一雄, 黒沢要治, 山田秀志 (航技研), 久山利之 (川崎重工) A-2 直流型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特性の比較 ※江波戸智, 杉本富男 (三井造船) A-3 小型燃焼器の多種燃料燃焼特性 ※佐々木正史, 山崎慎一 (日産自動車)	9:00	座長 古閑昭紀 (東芝) B-1 三次元遷音速タービン翼間流れ数値解析 ※小屋雅彦 (石川島播磨重工), 小竹進 (東大) B-2 タービン翼列内の二次流れについて ※園田豊隆 (石川島播磨重工), 飯田雅宣, 相原康彦 (東大) B-3 単段遷音速軸流タービンの設計及び空力性能 ※高木俊幸 (三井造船)	
10:15	座長 佐藤幸徳 (石川島播磨重工) A-4 連続流燃焼器に関する研究 (流れを考慮した燃焼場の考察) ※川口修, 佐藤秀之, 中村直 (慶大) A-5 噴霧拡散と予混合とを組み合わせた燃焼器の空気配分と燃焼性能についての実験的研究 ※北原一起, 酒井規行 (川崎重工) A-6 NO _x の生成・低減に関する数値解析 ※佐野妙子 (東海大)	10:15	座長 宮地敏雄 (航技研) B-4 ブレード付回転体の近似力解析法について (遠心式ロータの場合) ※菊池秀勝 (防衛庁) B-5 超高速小形ターボチャージャー用浮動プッシュ軸受の開発 (第 1 報) ※吉岡正博 (日立製作所) B-6 環状圧縮機翼列の非定常応答計測と翼間流れの可視化 ※小林紘 (航技研) B-7 ラジアル排気タービンの脈動流駆動特性の研究 ※吉識晴夫, 遠藤敏彦, 高間信行 (東大) 尾崎大介 (日本鋼管)	
11:40	< 特別講演 > 座長 森下輝夫 (船研) 1. 東新潟火力第 3 号系列の建設状況について (仮題) 2. 富津火力第 1, 2 号系列の建設状況について (仮題) 3. 四日市火力第 4 号系列の建設計画について (仮題)		12:05	長 瀬 道彦 (東北電力) 上 高原徹志 (東京電力) 伊 藤 誠二 (中部電力)
13:00	座長 森 健二 (川崎重工) A-7 ダンプ・ディフューザの研究 (第 1 報: 箱型模型によるフローパターンおよび圧力損失測定実験) 佐藤幸徳, ※藤秀実, 中野静嘉, 仲田靖 (石川島播磨重工) A-8 ガスタービン燃焼器ライナ壁温度の予測法 ※林則行, 塚原聡, 石橋洋二 (日立製作所) A-9 産業用ガスタービンにおける温度計測技術について 佐藤友彦, ※武石賢一郎 (三菱重工)	14:15	座長 益田重明 (慶大) B-8 冷却構造が異なる 2 種の空冷ノズル翼列の空力試験 ※荻田光弘, 山崎紀雄 (航技研) B-9 ガスタービン翼二次元吹出し膜冷却時の熱伝達 ※吉川進三, 林田大 (同志社大) B-10 フィルム冷却流の挙動に関する実験 ※坂田公夫, 進藤重美, 柳良二 (航技研)	
14:00	座長 遠藤肇 (三井造船) A-10 石炭焚 2 段加熱複合サイクルの熱効率の計算 ※渡辺健次, 山家謙二 (石川島播磨重工), 山田幸生 (機械研) A-11 メタノールガスタービンサイクルの熱効率 (統報) 鶴野省三, ※久保一郎, 金子靖雄 (防衛大) A-12 液体水素を燃料とする吸気冷却ガスタービンの性能におよぼす大気条件の影響 ※辻川吉春, 沢田照夫 (大阪立大)	15:30	座長 杉山晃 (三菱重工) B-11 タービン翼の冷却性能試験における温度比について ※熊谷隆王, 吉田豊明, 柳良二 (航技研) B-12 二次元翼列におけるエンドウォールの熱伝達に関する実験的研究 ※静谷光隆, 小林成嘉, 松本学 (日立製作所) B-13 断熱セラミックコーティングの遮熱効果に関する実験 ※柳良二, 熊谷隆王 (航技研)	
15:30	座長 遠藤肇 (三井造船) A-10 石炭焚 2 段加熱複合サイクルの熱効率の計算 ※渡辺健次, 山家謙二 (石川島播磨重工), 山田幸生 (機械研) A-11 メタノールガスタービンサイクルの熱効率 (統報) 鶴野省三, ※久保一郎, 金子靖雄 (防衛大) A-12 液体水素を燃料とする吸気冷却ガスタービンの性能におよぼす大気条件の影響 ※辻川吉春, 沢田照夫 (大阪立大)	15:40	座長 杉山晃 (三菱重工) B-11 タービン翼の冷却性能試験における温度比について ※熊谷隆王, 吉田豊明, 柳良二 (航技研) B-12 二次元翼列におけるエンドウォールの熱伝達に関する実験的研究 ※静谷光隆, 小林成嘉, 松本学 (日立製作所) B-13 断熱セラミックコーティングの遮熱効果に関する実験 ※柳良二, 熊谷隆王 (航技研)	
16:55	座長 遠藤肇 (三井造船) A-10 石炭焚 2 段加熱複合サイクルの熱効率の計算 ※渡辺健次, 山家謙二 (石川島播磨重工), 山田幸生 (機械研) A-11 メタノールガスタービンサイクルの熱効率 (統報) 鶴野省三, ※久保一郎, 金子靖雄 (防衛大) A-12 液体水素を燃料とする吸気冷却ガスタービンの性能におよぼす大気条件の影響 ※辻川吉春, 沢田照夫 (大阪立大)	16:55	座長 杉山晃 (三菱重工) B-11 タービン翼の冷却性能試験における温度比について ※熊谷隆王, 吉田豊明, 柳良二 (航技研) B-12 二次元翼列におけるエンドウォールの熱伝達に関する実験的研究 ※静谷光隆, 小林成嘉, 松本学 (日立製作所) B-13 断熱セラミックコーティングの遮熱効果に関する実験 ※柳良二, 熊谷隆王 (航技研)	

< 参加登録について >

事前申込締切 5 月 11 日 (金)

- 参加登録費 事前登録 4,000 円 (学生員 2,000 円)
 当日登録 5,000 円 (学生員 2,000 円)
 会 員 外 10,000 円
- 事前登録の方法 はがきに「第 12 回ガスタービン定期講演会申込」と標記し, (1)氏名(2)所属学会(3)会員資格(4)勤務先(5)連絡先(6)送金方法及び送金予定日を記入して, 下記あてお送り下さい。なお, 著者も参加登録をお願いします。
- 事前申込先 〒160 東京都新宿区西新宿 7-5-13 第 3 工新ビル 402
 (社)日本ガスタービン学会
- 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, 社団法人 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, 社団法人 日本ガスタービン学会)
- 講演論文集配布
 5 月 11 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にてお渡しします。
 なお, 当日会場でも, 入会申込み, 参加登録を受け付けます。準備の都合上なるべく期日までにお申し込み下さい。

< 懇親会案内 >

第 12 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いたすことになりました。お誘いあわせの上お気軽にご参加ください。

日 時 昭和 59 年 6 月 1 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9期通常総会開催のおしらせ＞

標記、総会を下記により開催いたします。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：59年4月27日(金) 13時～14時

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. 定款変更の件
2. 昭和58年度事業報告の件
3. 同 決算報告の件
4. 昭和59年度役員選出の件
5. 同 事業計画の件
6. 同 予算の件
7. 名誉会員推薦の件
8. 学会賞授与 など

尚、総会終了後特別講演会、映画会を予定しております。

＜特別講演会・映画会のおしらせ＞

総会終了後、下記のスケジュールにて標記特別講演会と映画会を開催致します。

○特別講演：14：45～15：45

「B767エンジンの新技術」全日空IHI主席駐在 見森 昭氏

○映画：15：45～17：00

「ターボ世界を馳ける」 IHI製

「High Temperature Blade Testing」

「Fan Integrity」

} Rolls Royce 社製

新企画の緑蔭講座開講のおしらせ

当学会では下記の要領で「ガスタービン緑蔭講座・第1回 — 最新の講義と分野別懇親会 —」の開講を予定しております。各分野の第一線で活躍しておられる講師の方々と直接懇談できる画期的新企画ですので、是非御参加下さい。

記

日時：59年7月19日(木) 20日(金)

7月19日(木) 13：00 頃東北新幹線「白石蔵王」駅集合

7月20日(金) 夕方「白石蔵王」駅解散

場所：講演会：蔵王遠刈田温泉 蔵王ハイツ

見学会：航空宇宙技術研究所角田支所他

スケジュール：19日(木) 送迎バスにて蔵王ハイツ到着後講演会。夕食後専門技術分野別(例：燃焼，加工，空力，タービン，制御，ガスタービンシステム等)に分かれ懇親会。宿泊。

20日(金) 討論会。終了後角田支所見学。送迎バスにて白石蔵王駅。解散。

参加費：3,5000円程度(宿泊費含む)

※詳細につきましては後日ご連絡致しますが、人数想定のため参加希望予定の方は、4月末日までに事務局までハガキにておしらせ下さい。尚、正式募集は改めて後日いたします。

＜第9期通常総会開催のおしらせ＞

標記、総会を下記により開催いたします。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：59年4月27日(金) 13時～14時

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. 定款変更の件
2. 昭和58年度事業報告の件
3. 同 決算報告の件
4. 昭和59年度役員選出の件
5. 同 事業計画の件
6. 同 予算の件
7. 名誉会員推薦の件
8. 学会賞授与 など

尚、総会終了後特別講演会、映画会を予定しております。

＜特別講演会・映画会のおしらせ＞

総会終了後、下記のスケジュールにて標記特別講演会と映画会を開催致します。

○特別講演：14：45～15：45

「B767エンジンの新技術」全日空IHI主席駐在 見森 昭氏

○映画：15：45～17：00

「ターボ世界を馳ける」 IHI製

「High Temperature Blade Testing」
「Fan Integrity」 } Rolls Royce 社製

新企画の緑蔭講座開講のおしらせ

当学会では下記の要領で「ガスタービン緑蔭講座・第1回 — 最新の講義と分野別懇親会 —」の開講を予定しております。各分野の第一線で活躍しておられる講師の方々と直接懇談できる画期的新企画ですので、是非御参加下さい。

記

日時：59年7月19日(木) 20日(金)

7月19日(木) 13：00 頃東北新幹線「白石蔵王」駅集合

7月20日(金) 夕方「白石蔵王」駅解散

場所：講演会：蔵王遠刈田温泉 蔵王ハイツ

見学会：航空宇宙技術研究所角田支所他

スケジュール：19日(木) 送迎バスにて蔵王ハイツ到着後講演会。夕食後専門技術分野別(例：燃焼，加工，空力，タービン，制御，ガスタービンシステム等)に分かれ懇親会。宿泊。

20日(金) 討論会。終了後角田支所見学。送迎バスにて白石蔵王駅。解散。

参加費：3,5000円程度(宿泊費含む)

※詳細につきましては後日ご連絡致しますが、人数想定のため参加希望予定の方は、4月末日までに事務局までハガキにておしらせ下さい。尚、正式募集は改めて後日いたします。

＜第9期通常総会開催のおしらせ＞

標記、総会を下記により開催いたします。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：59年4月27日(金) 13時～14時

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. 定款変更の件
2. 昭和58年度事業報告の件
3. 同 決算報告の件
4. 昭和59年度役員選出の件
5. 同 事業計画の件
6. 同 予算の件
7. 名誉会員推薦の件
8. 学会賞授与 など

尚、総会終了後特別講演会、映画会を予定しております。

＜特別講演会・映画会のおしらせ＞

総会終了後、下記のスケジュールにて標記特別講演会と映画会を開催致します。

○特別講演：14：45～15：45

「B767エンジンの新技術」全日空IHI主席駐在 見森 昭氏

○映画：15：45～17：00

「ターボ世界を馳ける」 IHI製

「High Temperature Blade Testing」

「Fan Integrity」

} Rolls Royce 社製

新企画の緑蔭講座開講のおしらせ

当学会では下記の要領で「ガスタービン緑蔭講座・第1回 — 最新の講義と分野別懇親会 —」の開講を予定しております。各分野の第一線で活躍しておられる講師の方々と直接懇談できる画期的新企画ですので、是非御参加下さい。

記

日時：59年7月19日(木) 20日(金)

7月19日(木) 13：00 頃東北新幹線「白石蔵王」駅集合

7月20日(金) 夕方「白石蔵王」駅解散

場所：講演会：蔵王遠刈田温泉 蔵王ハイツ

見学会：航空宇宙技術研究所角田支所他

スケジュール：19日(木) 送迎バスにて蔵王ハイツ到着後講演会。夕食後専門技術分野別(例：燃焼，加工，空力，タービン，制御，ガスタービンシステム等)に分かれ懇親会。宿泊。

20日(金) 討論会。終了後角田支所見学。送迎バスにて白石蔵王駅。解散。

参加費：3,5000円程度(宿泊費含む)

※詳細につきましては後日ご連絡致しますが、人数想定のため参加希望予定の方は、4月末日までに事務局までハガキにておしらせ下さい。尚、正式募集は改めて後日いたします。



学会誌の編集の仕事をお手伝いするようになって半年が過ぎ、なかなか大変な仕事であることが実感として判るようになりました。とくに森下理事、宮地幹事の御努力は大変なもので敬服するばかりです。

今期の学会誌では燃料別にみたガスタービンの解説シリーズをお送りしておりますが、本号ではその最後として、少し遠い将来も考えた各種燃料焚きガスタービンの解説を載せております。最近では一転して石油がだぶついており、新エネルギー開発プロジェクトを始めとしてエネルギー開発が大巾に先送りになるなど、各種燃料の将来を予測することは至難のわざであります。ガスタービン

は複雑な時代の流れに追従できるフレキシブルな原動機ではないかと思えます。この意味で本解説シリーズが読者の皆様に少しでも御参考になれば幸いだと思っております。

今回は、流動床燃焼技術や触媒燃焼技術はとりあげられておりませんが これらも燃料の多様化に対処する一つの方策であり今後の論説・解説のテーマではないかと思えます。

次号は、製造技術に関する特集号となる予定です。今後も、親しみ易く、役に立つ学会誌を目指して頑張りたいと思っておりますので皆様の御協力・御支援をお願いします。

事務局 だより

今ごろならもう満開という梅の花も、今年はまだまだ見頃には時間がかかりそうです。東京地方も例年になく大雪で、当学会も少なからず雪害をこうむっています。ガスタービンセミナーの第2日目の1月19日は朝からの雪で交通機関は乱れ、講演者の方のみならず、参加者も足を奪われ大変な一日でした。また地方委員会主催の川崎重工業岐阜工場の見学でも雪にたたられ、新幹線その他の交通の遅れなどで参加できない方もいて残念でした。これからはもう行事もないので雪の影響は受けずにすむでしょうが、ほんとうに迷惑なお天気でした。

これからは年度末を控え、決算やら事業報告、そして新年度に入ってからには会計監査、評議員会、通常総会、6月には定期講演会と事務局としては一年中で一番忙しい時期に入ります。少しでも事務の合理化を図ろうといろいろ工夫を重ねつつやっておりますが、なかなか思うようにははかどらず、今年もまたテンテコ舞いしそうです。

新年度には、少し今までと違った企画をということで緑蔭講座の開講を予定しております。今回は航空宇宙技術研究所の角田支所等の見学と蔵王遠刈田温泉での講演会を7月下旬に1泊2日の予定で開催するよう準備中です。詳細につきましては、また後日ご連絡申し上げますが、夕食後は専門分野別に講演会の講師を囲んでなごやかに懇談したりできるようにするつもりでおります。とにかく今までとは一味違ったものにしようというのが企画委員の方々のねらいです。

このような緑蔭講座やまた今までに行ったことのない土地での講演会など、いろいろ案が検討されておりますので、今後の企画をお楽しみ下さい。また今後このような企画をといた案がございましたら是非事務局までお寄せ下さい。行事企画の際の参考にさせていただきます。そして毎度の事ながら、このような企画のご案内は、学会誌の会告のページに載せておりますので、どうぞお見逃しないうお願い致します。

[A]



学会誌の編集の仕事をお手伝いするようになって半年が過ぎ、なかなか大変な仕事であることが実感として判るようになりました。とくに森下理事、宮地幹事の御努力は大変なもので敬服するばかりです。

今期の学会誌では燃料別にみたガスタービンの解説シリーズをお送りしておりますが、本号ではその最後として、少し遠い将来も考えた各種燃料焚きガスタービンの解説を載せております。最近では一転して石油がだぶついており、新エネルギー開発プロジェクトを始めとしてエネルギー開発が大巾に先送りになるなど、各種燃料の将来を予測することは至難のわざであります。ガスタービン

は複雑な時代の流れに追従できるフレキシブルな原動機ではないかと思えます。この意味で本解説シリーズが読者の皆様に少しでも御参考になれば幸いだと思っております。

今回は、流動床燃焼技術や触媒燃焼技術はとりあげられておりませんが これらも燃料の多様化に対処する一つの方策であり今後の論説・解説のテーマではないかと思えます。

次号は、製造技術に関する特集号となる予定です。今後も、親しみ易く、役に立つ学会誌を目指して頑張りたいと思っておりますので皆様の御協力・御支援をお願いします。

事務局 だより

今ごろならもう満開という梅の花も、今年はまだまだ見頃には時間がかかりそうです。東京地方も例年にない大雪で、当学会も少なからず雪害をこうむっています。ガスタービンセミナーの第2日目の1月19日は朝からの雪で交通機関は乱れ、講演者の方のみならず、参加者も足を奪われ大変な一日でした。また地方委員会主催の川崎重工業岐阜工場の見学でも雪にたたられ、新幹線その他の交通の遅れなどで参加できない方もいて残念でした。これからはもう行事もないので雪の影響は受けずにすむでしょうが、ほんとうに迷惑なお天気でした。

これからは年度末を控え、決算やら事業報告、そして新年度に入ってからには会計監査、評議員会、通常総会、6月には定期講演会と事務局としては一年中で一番忙しい時期に入ります。少しでも事務の合理化を図ろうといろいろ工夫を重ねつゝやっておりますが、なかなか思うようにははかどらず、今年もまたテンテコ舞いしそうです。

新年度には、少し今までと違った企画をということで緑蔭講座の開講を予定しております。今回は航空宇宙技術研究所の角田支所等の見学と蔵王遠刈田温泉での講演会を7月下旬に1泊2日の予定で開催するよう準備中です。詳細につきましては、また後日ご連絡申し上げますが、夕食後は専門分野別に講演会の講師を囲んでなごやかに懇談したりできるようにするつもりでおります。とにかく今までとは一味違ったものにしようというのが企画委員の方々のねらいです。

このような緑蔭講座やまた今までに行ったことのない土地での講演会など、いろいろ案が検討されておりますので、今後の企画をお楽しみ下さい。また今後このような企画をといた案がございましたら是非事務局までお寄せ下さい。行事企画の際の参考にさせていただきます。そして毎度の事ながら、このような企画のご案内は、学会誌の会告のページに載せておりますので、どうぞお見逃しないうお願い致します。

[A]

学 会 誌 編 集 規 定

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

自 由 投 稿 規 定

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

技 術 論 文 投 稿 規 定

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

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第11巻 第44号

昭和59年 3月10日

編 集 者 森 下 輝 夫

発 行 者 須 之 部 量 寛

(社) 日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル

TEL (03)365-0095

振替 東京7-179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03)501-5151