

# ガスタービン技術予測二例のてんまつ

大阪大学工学部 石 谷 清 幹

## 1.

技術予測には原理と現状分析の両者が必要である。このいずれを欠いても空想か放言に等しいし、このいずれが誤っても結果は必ず適中できない。ところがこの両者はいずれもむつかしく、多忙な本職を別に持つ部外者の片手間にできる仕事ではない。私は蒸気工学を専攻するかたはら計画論および技術史についても研究しているが<sup>(1)</sup>、個別技術の未来予測については専攻のボイラのほかは具体的なことをいわないようにしている。これはボイラについての経験から、正しい技術予測を打ち出し、かつその正当さを実証してゆく活動に伴う困難さを充分に知っているからである。

しかしガスタービンは蒸気ガス結合サイクルを通じて私の専攻する蒸気動力と密接な関係があり、過給ボイラというようなものまでである。航空原動機を独占したガスタービンが余勢を駆って火力発電用や船舶推進用に進出してくるとすればどのようにして進出し来たり、それが蒸気動力にどのように影響するだろうかという問題は、蒸気動力関係者がしばしば自分なりに自問自答をくりかえしてきている問題である。そこで私もしばしば意見を求められ、論文や著書の中で予測を公表したこともある<sup>(2)(3)</sup>。そのうちの適中した一例と、現在まだ実現していない一例について以下にのべてみたい。

## 2.

適中したもののひとつは、フリーピストンガスタービンに未来がないとした予測である。この場合の原理は2本立てで、その第一は、「ぬえ」<sup>※(脚注)</sup>は特殊状況にしか適応できないという原理である。これに対する現状分析としては、そのような特殊な情勢がどこにありうるかを見極めればよいことになるが、もとになっている原動機(この場合はディーゼル機関とガスタービン)の好適機能範囲に「ぬえ」が躍り込んで勝利できる見込みはもちろん薄弱で、中間的な特殊領域もあまり有望なものはみつけにくいとした。現実の推移は当時の予測が正しかったことを予想以上に急速に立証した。それはディーゼル機関の過給による性能改善速度が私の予想以上に急激だったからである。フリーピストンガスタービンは開発期の先行的研究の成果でかなり進出できたものの、そのはなやかな時期は短かった。

「ぬえ」が特殊用途むきになる理由を一例によって説明しよう。脊椎動物には肺で空気を呼吸する動物とエラで水を呼吸する動物とがあるが、もともと水中で発生した脊椎動物が後に陸上に

---

※ 平家物語で源頼政が射落したという想像上の怪獣。頭はサル、からだはタヌキ、尾はヘビ、手足はトラ、声はトラグミに似ていたという。(平凡社 世界大百科事典、1967年版による)。

はい上ったものだそうで、肺は魚のウキブクロに由来するそうである。だとすれば進化の途中で空気呼吸でも水呼吸でも生きてゆける段階を経由した筈と容易に想像され、事実肺魚という魚が南米の沼沢地帯に今でも生存している由である。しかし時々干上る沼沢地帯でこそ両方もつものが生存しているが、こんな地域はエラだけまた肺だけで生存できる領域にくらべて著しくせまい。何も遠慮はいらないから肺だけ或はエラだけでくらせるところへもどんどん進出すればよきようなものであるが、肺だけでくらせる陸上では水中生活能力をもつために背負いこんでいる部分が負担になって競争に負け、水中では陸上生活能力部分が負担になって競争に負け、結局は両方ないと生活できない特殊地帯、つまり時々干上がる沼沢地帯でだけ細々と生きられることになってしまうのである。

以上は発達途上における中間段階事物のもつ宿命で、自ら開拓した新天地から、過去の尻尾を切捨てることにより新天地にいつそうよく適合した優秀な後継者より追い出される。まして既存の基本形態の混合体としての「ぬえ」が後発形態として出現する場合は、その運命は必ずきびしいものとなるのである。

好適範囲のことなる機種AとBがあるとき、両方の長所を組み合わせたければ、「ぬえ」のように頭はA、手足はBという風に構成してはいけないのである。そうすれば長所も結合されるが短所も結合され、Aの好適範囲ではAに負け、Bの好適範囲ではBに負け、両方不適の範囲では「ぬえ」ももちろん生きられない。だからよほど特殊なところでしか生きられぬことになる。両方の長所を結合したければ、要素に分解した上ですっきり組みかえて別のシステムに変換し、質的に飛躍した新段階のものを創出せねばならない。その変換のパターンについては市川亀久弥の研究<sup>(4)</sup>がある。

### 3.

以上の説明は一応明快ではあるが、同じくガスタービンと往復動機械の結合体である過給ディーゼル機関が躍進をつづけているのは何故かを次に考えねばならない。その判断には第二の原理の導入が必要である。

どんな原動機でも多数の部分系より成る相当に複雑なシステムである。だからシステム内にAとBが共存するとしても共存のしかたが問題で、共存している以上はすべて「ぬえ」化していて将来性がないとするわけにはゆかない。これは多数の要因がすべて対等に重要なのではなく、そのうちのただひとつだけが根本要因（根拠ともいう）で、他のすべては条件で、かつ多数の条件がまた均等に重要ではないという原理が作用するからである。

詳論は省くがボイラについて例示しよう。ボイラも燃焼装置、耐圧部分、水循環系などの各種要因を含むが、これらを均等に重要とみると雑然混然となってしまつて発達法則はみつからない。ボイラの場合、水循環を根拠、他のすべてを条件として発達してきているのである。（これはも

もちろん非常に単純化した表現である。詳細が必要ならば文献1および2をみられたい)。これをみつけたからボイラの発達法則がみつかったのであるが、私はガスタービンや内燃機関に対しては根拠要因が何かを発見し得ていないし、また部外者の私がそれを見出せるとも思っていない。私見では事物の本質はその改革を實踐して相当に苦労しなければ判るものではない。私はボイラに関しては新機種の開発を指導して成功した経験をいくつも持っており、これとボイラ発達法則発見の成功とは表裏一体の関係にある。しかしガスタービンや内燃機関については、私は外部から観察しているだけで、新機種開発はもちろんのこと、故障対策や事故鑑定などもしたことがない。これでは根拠要因の摘出に成功はおぼつかないから、私が発達法則を発見できる可能性は乏しく、それに苦労するくらいならほかにすべきことがいくらかでもあると思うのである。

だから発達法則に立脚した本格的分析はできていないけれども、私の技術生活からの実感として、過給ディーゼル機関のもつガスタービンはたんにひとつの補機にすぎず、フリーピストンガスタービンでのガスタービンはガス発生機と対等の機械であると推定したのである。異質の機械のよせあつめならばもちろん「ぬえ」であるから自分がその開発にまきこまれたくはなかったし、意見も求められればはっきり表明したが、論理的根拠に十分な自信がないから、その将来性を信じている人々の開発努力に水をさす気はさらさらなく、邪魔も応援もしなかった。しかし事実によってフリーピストンガスタービンの将来性が否定された今となつては、研究開発に当っては迂遠なようでも発達法則の研究がじつに大切だということがまたまた実証されたと感じている。このことは大切と思うので、講義や講習会などで機会ある度に強調している次第である。

#### 4.

ガスタービンに関する私のもうひとつの予測は、新規動力源がみつからぬまま動力需要が増大する場合の大馬力領域に対する密閉サイクルガスタービンの進出である（前出文献2および3参照）。蒸気タービンは現在単機およそ100万KWのところ単位出力向上に足ぶみ傾向がみられ、また最近のエネルギー危機が大出力原動機の開発に冷水をあびせているけれども、ヘリウムによるガスタービン原子力発電の出現は、戦後に私の立てた予想の正しさを裏書する。

ただし、核分裂原子力も核融合原子力も結局は蒸気タービンかガスタービンの熱源部の転換でしかない事実は私の大いに不満とするところで、私が現在のような原子力の未来にあまり期待できない理由のひとつもこれである。動力の真の画時代的転換は、かつて蒸気機関の発明直前に世界が鉾山の水没問題や大規模給排水問題、要するに動力問題で苦しんだのと同様以上の行き詰まりを経験した上ではじめて来るのかも知れない。そしてその転換期の主役を原子力ときめてしまうことはまだできないとみなすのが公正な態度であろう。すくなくも日本のエネルギー問題だけは、原子力主役では解決できない可能性を考えておくことが現時点では必要と思えるのである。

ただし、今後30年くらいはおよそ現在の延長上に熱機関の大馬力化が進んでゆく可能性が大

きいことは私も承認するところで、その場合には密閉サイクルガスタービンに関する私の戦後の予想が追々に的中しはじめるであろう。しかしその結果動力の危機が解決するかどうかは一応別問題である。技術史上には行きすぎや「あだ花」の狂い咲きの例はいくらでもあるから、原子力や巨大密閉サイクルガスタービンがそれでないかどうかを見極めねばならないが、まだはっきりできる段階に来てはいないと私には思える。もしそれが「あだ花」ならば、この線上の発達が進んでも危機は一向に解決せずかえって深化し、その後真の解決が別のところから来て時代が転換する可能性があり、現段階ではまだこれを否定できない。技術的にはおよそどのようになるかというおおまかな予想が立てられる日は近づきつつあると思うのであるが、それについては別の機会に譲ることとする。

## 5.

以上でガスタービンに関して私の立てた技術予測二例のてんまつの話は終りであるが、これを通じて、内的発達法則の研究が工学の全部門を通じての共通問題であることもご理解いただけたことと思う。未来について空想することは誰でも好むことで、多くの専門家のもつ未来像を集約する手法としてのデルファイ法の価値も否定はできない。しかしこれらは科学ではあり得ない。この小論で紹介した技術予測の方法は技術に内在する発達法則に立脚するものである。内的発達法則が科学的法則であることはこの小論だけでは明確に論じ得ないけれども、およその性格は感得してもらえたのではなからうか。これは工学の各論（たとえば材力、熱力、流力、機械工学、電気工学など）をいくら研究しても各論からはすべり落ちてしまっすくい取ることができず、しかも明らかに工学全体の基礎をなしている。発達法則というからには明らかに技術史と関係はもっているが、歴史学が社会法則を研究するのに対してこれは技術の内的法則の研究であり、人文科学との境界に位置することは事実であるが明らかに工学の内部の問題である。工学全体の基礎でありながら各論の研究からはこぼれ落ちるものとして私はこのほかに計画論とスケールアップ論があると考え、この両者と内的技術発達理論との三者の研究は、分化を重ねるにつれてしらずしらずのうちに分裂を深めてきた工学に総合と統一を回復するために、かつまた目先の問題にとらわれない大局観をわれわれが持ち得るために、現代日本に緊急に必要と考える。工学に共通する基礎理論の研究を工学概論の研究と名づけることはたぶん妥当であろうと思うが、この意味での工学概論の研究をガスタービン関係者にもよびかけて、結言とする。

## 文 献

- (1) 石谷清幹：工学概論，昭47，コロナ社。
- (2) 石谷清幹：蒸気原動機Ⅱ，熱機関体系9巻，1957，山海堂。
- (3) 石谷清幹：動力史の時代区分と動力時代変遷の法則，科学史研究16 28(1954-4)，P 12～17。
- (4) 市川亀久彌：創造性の科学，昭45，NHK。

# 論説解説

## 中近東におけるガスタービン

㈱ 日立製作所 日立工場 徳永賢治  
火力設計部 ガスタービン設計グループ

### 1. はじめに

中東戦争，エネルギー危機，中近東諸国との経済協力等，国際的な注目と関心は，中近東一点に集められている感が強い。本論では西アジアおよび北アフリカ地域を総称して中近東と呼ぶこととする。東はインドに接し，西は地中海，紅海にのぞみ，北は黒海，カフカース山脈，カスピ海によって限られた西アジアと南をサハラの大砂漠に接し，北は地中海にのぞむ北アフリカとはアラブ諸国とその周辺の国々から構成されるイスラム社会であり，文化的，経済的にも，中近東と総称して何ら差し支えのない地域であろう。

図1は，中近東地域を示す地図である。

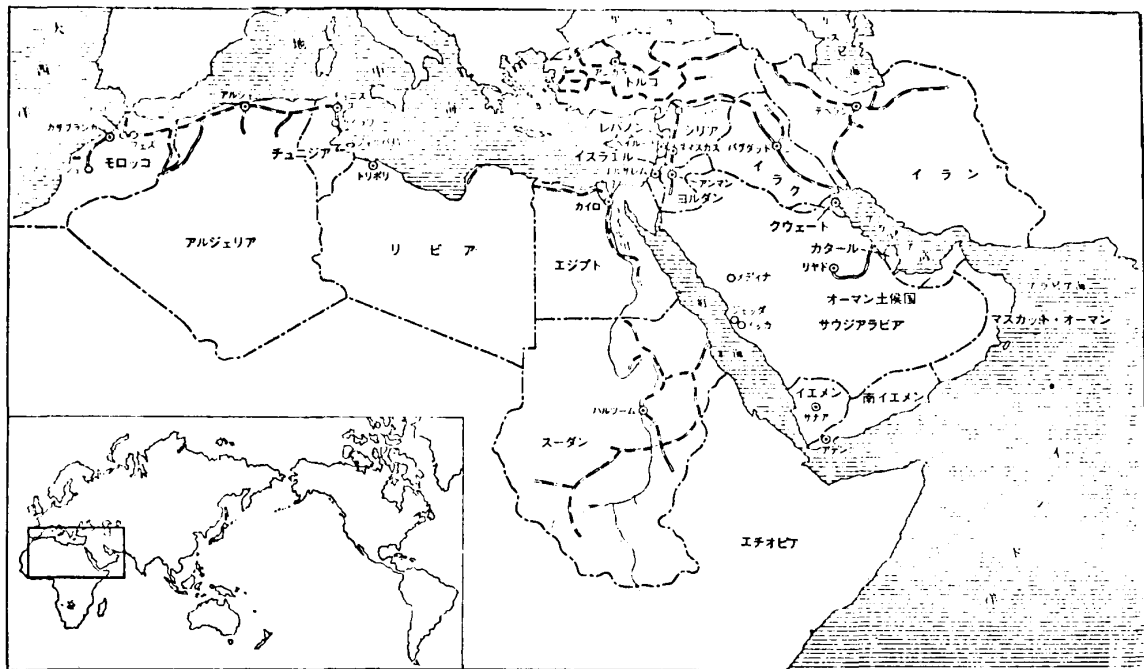


図1 中近東地域図

中近東は、イスラムの世界、石油の産出地、砂漠の国であると同時に、ガスタービンの利用という点においても特筆されるべき地域である。筆者の所属する日立製作所は、多数のガスタービンプラントを中近東地域各国に納入し、有効に活用していただいている。また筆者自らも、これらのガスタービンプラントにかかわる業務のため、しばしば中近東諸国を訪問する機会を得た。本文は、これらの経験をもとに、中近東地域におけるガスタービンの諸問題についてまとめたものである。

## 2. 中近東におけるガスタービン

ガスタービンは、他の原動機にはないすぐれたいくつかの特長を認められて、近年急速に需要が増大している。なかでも中近東におけるガスタービンの利用状況は、時期的にも比較的早く、また、その台数においても、あるいはまた、用途の面においても、発電用はもちろん、天然ガスや原油の圧送パイプライン用、油田ポンプ用等のメカニカルドライブまで多岐にわたっており、特筆すべき地位にある。

表1 日立製作所が中近東に納入したガスタービンのリスト

№	顧客名	国名	出力	燃料	納入年
1	AMERICAN IND. OIL	KUWAIT	16,250 <sup>KW</sup>	天然ガス	1967
2	SAUDI ARABIAN FERT. CO.	SAUDI ARABIA	13,750	"	1968
3	"	"		"	"
4	ARABIAN OIL CO.	KUWAIT	15,500	天然ガス/軽油	1969
5	ELECTRICITY CORPORATION-TRIPOLI	LIBYA	16,650	軽油	1970
6	"	"		"	"
7	"	"		"	1971
8	"	"		"	"
9	"	"		"	"
10	GENERAL PETROLEUM CO.	SYRIA	18,750	天然ガス/軽油	1972
11	"	"		" / "	"
12	"	"	14,650	" / 原油	"
13	"	"		" / "	"
14	ABU DHABI OIL CO.	ABU DHABI	11,000	" / 軽油	"
15	"	"		" / "	"
16	JEDDAH OIL REFINARY CO.	SAUDI ARABIA	16,300	" / 原油	1973
17	GENERAL PETROLEUM AND MINERAL ORGANIZATION	"		" / "	"
18	"	"		" / "	"
19	IRAN GENERATION AND TRANSMISSION CO.	IRAN	23,700	" / 軽油	"
20	"	"		" / "	"
21	"	"		" / "	"

表1および図2は、昭和48年12月までに、(台)  
日立製作所が中近東地域に納入したガスタービンについて示したものである。

以下に中近東地域におけるガスタービンの特長について、その概要を述べることにする。なお、ここでは、日立製作所が中近東地域に納入したガスタービンを中心として述べさせていただくことをおことわりしておく。

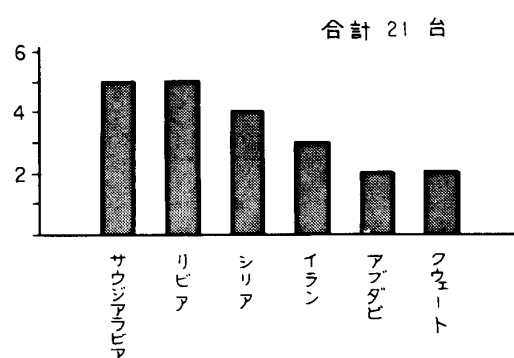


図2 日立製作所が中近東に納入したガスタービンの台数

### 3. パッケージ・パワー・プラント

中近東地域において、最も広く利用されているのはパッケージ・パワー・プラントである。日立パッケージ式ガスタービン・パワー・プラントは、ガスタービンプラントとして必要な一切の機器を、いくつかのパッケージ内にコンパクトに収納して構成されている。

日立パッケージ・パワー・プラントは、つぎの4つのパッケージから構成されている。

- (1) コントロールパッケージ (Control Package)
- (2) ガスタービンパッケージ (Gas Turbine Package)

ガスタービンパッケージはさらに、

タービン・コンパートメント

補機コンパートメント

の2つの部分に分けることができる。

- (3) 発電機パッケージ (Generator Package)
- (4) 発電機補機パッケージ (Generator Auxiliary Package)

つぎに、パッケージ・パワー・プラントの特長について、特に中近東地域における特殊性に関連させて説明する。

(1) パッケージ・パワー・プラントとして必要な一切の機器をパッケージ内にコンパクトに収納しているため、広大な地域に負荷が散在している中近東地域の発電設備としては極めて好都合である。

(2) また、広大な地域に負荷が散在しており、しかもおのおのの発電所が独立した発電所として切り離されている場合が多い中近東地域においては、ブラックスタートの能力をもつガスタービンプラントは絶対的に有利である。

(3) 中近東地域は全般的に極度の乾燥砂漠地帯で冷却水を得ることは、たとえ少量の補給水といえども、非常に困難である。しかしながら、パッケージ・パワー・プラントは、標準装備とし

て、密閉式冷却水システムをもっているため、この点においても極めて有利である。

(4) 中近東地域におけるプラントのサイト条件は、一般的にあまり良好ではなく、したがって、プラントの据付け試運転には相当の困難がともないがちである。しかしながら、パッケージ・パワー・プラントにおいては、プラント全体を工場にて完全に組立て、十分なる試験を実施したうえ、そのままの状態ですайトに輸送されるため、サイトにおける据付け、試運転は極めて容易にしかも確実に行うことができる。

(5) パッケージ・パワー・プラントの基礎は、極めて簡単なスラブコンクリートマットであるため、中近東地域の砂漠地帯においても問題のない施工が可能である。

(6) 系統容量の比較的小さい中近東地域においては、急速起動が可能で、しかも負荷追従性のよいガスタービン発電設備は好都合である。

(7) 完全なる自動運転が可能で、しかも、遠隔操作が容易である点もガスタービンの大きな特長の一つで中近東における地位を高めている。

(8) ガスタービンプラントは建設費が安価であるため、安い燃料が豊富に得られる中近東においては、絶対的に有利である。

(9) 燃料として天然ガスを使用し、天然ガスの不足時には、液体燃料との混焼が可能な二重燃料系統の採用がガスタービンにおいては容易である。これも豊富な天然ガスにめぐまれている中近東においては、大きな利点の一つである。

(10) ガスタービンは徹底した標準設計にもとづいて設計製作されており、信頼性においても高く評価されている。

(11) さらに建設に要する期間が極めて短いことも中近東における地位を高めている。

以上述べたパッケージ・パワー・プラントのもつ特長は、ただ単に中近東地域のみに対する利点ではなく、いずれの地域においても高く評価されるメリットであるが、中近東地域においては、特に中近東独特の特異性から、より大きなウェイトをもって評価されている。

以上、中近東地域における日立パッケージ式ガスタービン・パワー・プラントの一般的特長について概説したが、さらに2, 3の点について説明を付け加えておくこととする。

#### 4. 出 力

現在、日立製作所にて製作されている発電用ガスタービンの標準モデルは、表2に示すとおり4種類である。しかしこのうち、中近東地域において最も広く利用されているのは、出力が、20,000KWから25,000KWクラスのいわゆる中容量クラスのカスタービン、モデルMS5001形である。この傾向は、系統容量の大きさ、ガスタービンプラント運用の目的等の点から今後も当分の間続くであろうと予測される。



表2 日立発電用ガスタービン形式及び概略仕様一覧表

	MS-3002	MS-5001	MS-7001	MS-9001
出力(KW) ベース	9,950	23,750	59,000	80,500
ピーク	10,400	25,600	65,200	89,100
空気流量 (kg/Hr)	184,000	419,000	860,000	1,244,000
ガスタービン・サイクル	単純開放	単純開放	単純開放	単純開放
軸数	2	1	1	1
回転数 (rpm)	6900/6500	5100	3600	3000
段数 圧縮機	15	17	17	17
タービン	2	2	3	3
燃焼器筒数	6	10	10	14

(注) 上記の出力は大気条件が ISO, 燃料として軽油を使用した場合のものである。

ガスタービンの出力を考える際、必ず考慮しなければならないことは、圧縮機吸込空気の圧力と温度である。特に温度は、地域および季節により異なるため、ガスタービンプラントの計画に当たっては十分注意されなければならない。

また、中容量クラスのガスタービンで駆動される発電機には、通常、開放空気冷却形の発電機が採用される。この場合、発電機の容量も空気温度の低下とともに増大し、ガスタービンとうまくマッチングすることとなる。すなわち、通常使用される大気温度の範囲においては、常に発電機の出力が、ガスタービンの出力を上まわるように設計される。

## 5. 砂漠におけるガスタービン

中近東の相当広い部分が広大な砂漠で占められている。また、砂漠と呼ばれていない地域でも極度の乾燥のため、極めて砂塵の多いのが普通である。このような地域に設置されるガスタービンには、当然のことながら、圧縮機空気取り入れ室 (Air Inlet House) にそれ相当の配慮が必要である。

通常、空気取り入れ室には、固定式あるいは、ロール式のエアフィルターが設けられるが、特に極度の砂塵が予想される場合には、イナーシャ形のダストセパレーターが使用される。イナーシャ形ダストセパレーターには、つぎの2つの形式のものがある。

- (1) ベーンまたはルーバー式のもの
- (2) 遠心式 (サイクロン式) のもの

日立製作所が中近東に納入したガスタービンプラントには、上記のいずれの形式のものも採用された実績があるが、いずれも所期の成果をあげている。

## 6. ブラックスタート

ブラックスタートに対する要求が極めて高いことも中近東におけるガスタービンの特徴の一つである。ブラックスタートのためにまず考慮すべき点は、ガスタービンの起動装置である。

ブラックスタート可能なガスタービンの起動装置としては、

- (1) ディーゼルエンジン
- (2) エアスターター
- (3) ガスエキスパンションタービン

等が採用される。しかし、エアスターターあるいは、ガスエキスパンションタービンの場合には、予め、エアリザーバー、あるいは、ガスリザーバーに空気または、ガスをリザーブしておかなければならないという欠点がある。したがって、ディーゼルエンジンが、この点においても、さらにまた、取り扱いの点においても、相当すぐれていると考えられる。なお、ディーゼルエンジンの起動装置にはDCモーターが使用される。

ディーゼルエンジンの起動用モーターおよび、起動時に必要となる2, 3の補機駆動用DCモーターのためには、バッテリーが装備されている。

## 7. 運転の自動化と遠隔化

運転の自動化および遠隔化に対する要求の高まりは、中近東地域においても同様である。サイト条件の特殊性を考慮すれば、その必要性はより一層大きいといえることができる。

ガスタービンプラントは、運転の自動化および遠隔化という点においても、すぐれたプラントである。

日立パッケージパワープラントの起動、停止は、コントロールパッケージ内のタービン盤、あるいは、遠方制御盤よりすべて自動的にシーケンシャルに行われ、その間、人為的操作は一切不要である。

また、コントロールパッケージは、無人化して、遠方より起動、停止することも可能である。

## 8. 燃 料

世界最大の原油産出地である中近東では、安価にして豊富な燃料にめぐまれている。特に豊富な天然ガスを使用したガスタービンが多いのが一つの特長である。(表1参照)。天然ガス専焼のガスタービンもちろん多く利用されているが、一時的に天然ガスの不足が予想されるような場合には、液体燃料系統とガス系統の両者を装備した二重燃焼系統が採用される。2種類の燃料はいずれか一方を専焼することも、また両者を混焼することも可能である。さらにまた、燃料の切り替えは、負荷運転中でもそのままスムーズに行えるようになっている。

世界最大の原油産出地である中近東には、原油をそのままガスタービン燃料とするガスタービンも比較的多く設置されている。表1に示すとおり、日立製作所においても、すでに5台の原油燃焼ガスタービンを近東地域に納入している。

ヘビーデューティインダストリアル形のガスタービンは、天然ガスや、軽油、灯油等の軽質油はもちろん、原油や重油等の重質油まで極めて広範囲の燃料を使用することが可能であるが、使用

表3 使用燃料とガスタービン仕様との関係

	ナフサ	灯油	軽油	A重油	C重油	原油
防 爆	要	不要	不要	不要	不要	要/不要
軽油による起動停止	要	不要	—	要/不要	要	要/不要
燃料加温装置	不要	不要	不要	要	要	要
燃料噴霧方式	圧力噴霧 または、 低圧空気 噴霧	圧力噴霧 または、 低圧空気 噴霧	圧力噴霧 または、 低圧空気 噴霧	高圧また は、低圧 空気噴霧	高圧空気 噴霧	高圧また は、低圧 空気噴霧
燃料処理						
(1) 水洗装置	不要	不要	不要	不要	要	要/不要
(2) パナジウム添加装置	不要	不要	不要	不要	要	要/不要
タービン定格出力低減	不要	不要	不要	不要	要/不要	要/不要

(注) 「要」と記したものは該当する装置または対策を要する場合、「不要」と記したものは、それらの装置または対策を必要としない場合を示し、「要/不要」と記したものは実情により要否の判定が分れる場合を示す。

される燃料の性状に応じて、ガスタービンの設計上、種々の配慮が必要である。表3は、使用される液体燃料の性状に対して考慮すべき設計上の問題点について、その概要をまとめたものである。

## 9. メカニカルドライブガスタービン

中近東地域においては、

天然ガスや原油の圧送パ

イプラインのコンプレッサーや原油ポンプの駆動用として、あるいはまた、油田における原油ポンプや注水ポンプの駆動用として、数多くのメカニカルドライブガスタービンが使用されている。メカニカルドライブガスタービンについても特筆すべき事項が多々あるが、紙数に限りのあるため、ここでは、日立製作所で製作しているメカニカルドライブガスタービンの主要仕様を表4にあげておくにとどめておくこととする。

表4 日立メカニカルドライブガスタービンの形式および概略仕様一覧表

	MS-3002	MS-5002	MS-7002
出 力 (HP)	12,650	31,750	63,900
空 気 流 量 (kg/sec)	51	116	240
ガスタービン・サイクル	単純開放	単純開放	単純開放
軸 数	2	2	2
回 転 数 HP/LP	6900/6500	5100/4670	3600/3020
段 数 圧縮機/タービン	15/2	16/2	15/2
燃 焼 器 筒 数	6	12	12

(注) 上記の出力は、大気条件が ISO、燃料として軽油を使用した場合のものである。

していきたいと考えている。しかしながら、中近東に世界中の耳目が集められている今日、本文が何らかの御参考になり得れば幸いである。また、本論に述べた事は、ただ単に中近東におけるガスタービンのみならず、わが国においてガスタービンプラントを計画する場合においても、何らかの御役に立ち得るものと期待している。

なお、また、サイト条件の比較的きびしい中近東地域における運転経験、実績をもとに、さらにガスタービン技術の改善、進歩に貢献したいと念ずる次第である。

め、ここでは、日立製作所で製作しているメカニカルドライブガスタービンの主要仕様を表4にあげておくにとどめておくこととする。

## 10. おわりに

中近東におけるガスタービンの諸問題について、思いつくままに、まとめてみたわけであるが、いまだ勉強不足の点が多く、不十分な点が多い。今後、機会があればさらに補足

# ガスタービン燃料

東京大学名誉教授 山 崎 毅 六

産業用機械装置の高性能化，大形化，また車輛，船舶，航空機の高速度の時代を迎えてガスタービン（GT）の各分野への進出が目立ち，環境とくに大気の保全の潮によって小形車輛用にまでその守備範囲を拡げている。

一方，これら各種原動機の燃料供給側からみれば，40年代はガソリンのオクタン競争と暖房用留出燃料，50年代は重車輛ジゼル化に対するジゼル燃料，60年代は航空機のガスタービン化に対するジェット燃料にそれぞれ開発の重点がおかれていたといえよう。さらに，GT燃料の需要増と石油精製技術の進展と相まって燃料性状も変化し，最近では大気汚染度の少い清浄燃料が関心の的になっている。しかしながら，石油逼迫の波が押しよせ，エネルギー危機論が賑やかになり燃料事情は複雑になってきた。

GT燃料は航空機用とその他の用途のものとで要求される性状が大巾にちがっている。

## 1. ガスタービン燃料の輪郭

### 1.1 必要な性質

GTの構造概念を図1に示す。圧縮機・タービン1組1軸，2組2軸，空気側路扇つき圧縮機，駆動自由タービン，排気熱再生器などをもったも

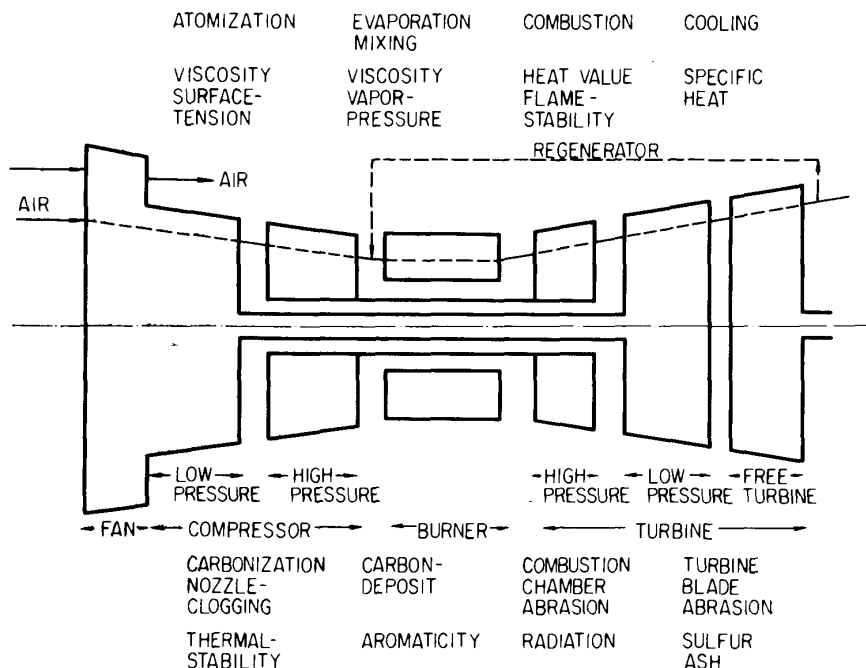


図1 ガスタービン各部における故障と燃料性質

のがある。これらの各部でおきる主な故障とそれに関係する燃料の性質も図に加えた。主な障害現象は燃料噴射ノズルの閉塞，炭素堆積，燃焼室壁とタービン翼の焼食である。

1.2 主要な規格 航空用とその他とに大別することができる。ASTM, MIL および燃料とエンジンの生産者によるGT燃料規格をそれぞれ表1，表2 および表3 にまとめる。JISはASTMと同様であるので省く。

陸上用および船用の産業形GTのみが残留燃料油を消化することができる。航空用はすべて留出燃料油に限られる。

軽質留出燃料1-GTは航空GT燃料であり、中質留出燃料2-GTおよび軽油は航空ジェットエンジンを転用した船用GTに用いられる。

表1 ジェット燃料の主要性質

TABLE 1. Principal Requirements of Jet Fuel

燃 料	Fuel	A(A-1)	JP-4	JP-5	JP-7
密 度	Gravity	0.8299 - 0.7753	0.8017 - 0.7505	0.8448 - 0.7883	0.8063 - 0.7796
蒸 留	Distillation IBP	155-177	—	171 max.	177 max.
	10%	175-204	—	205 max.	185 max.
	50%	232 max.	188 max.	—	196 max.
	90%	260 max.	243 max.	—	260 max.
	EP	287 max.	—	288 max.	288 max.
引 火 点	Flash Point °C	43-66	—	60 min.	60 min.
流 動 点	Pour Point °C	-38	-60	-46	-43
い お う	Sulfur % max.	0.3	0.4	0.4	0.1
メルカプタン	Mercaptan				
い お う	Sulfur % max.	0.003	0.001	0.001	0.001
芳 香 族	Aromatics % max.	20	25	25	5
輝 度 計 数	Luminometer No. min.	45	—	50	75
煙 点	Smoke Point mm min.	25	—	19	—
粘 度	Viscosity cst. -34.5°C max.	15	—	16.5	15
熱 安 定 性	Thermal Stability				
予 熱 器	Preheater/Filter °C	149/205	—	205/260	260/316
差 圧	dp Hg cm 5hr. max.	7.6	—	7.6	7.6

重質留出燃料はA重油より重く、B重油より軽い、船用に転用したGTに使えとされているが、まだ実績がほとんどなく、補給態勢からも制限を受ける。需要が増せばこの制限は消えるであろう。

残留燃料油は産業用GTのみが対象となる。洗滌、添加剤処理などが必要な前提条件となり、灰分の組成が問題になる。

表2 ガスタービン燃料のASTMおよびMIL規格

	ASTM				MIL			
	1-GT	2-GT	3-GT	4-GT	16884F	29397	24374	24376
揮発性 留出油		中揮発性 留出油	低揮発性 低灰分 低残留油	低揮発性 高ナトリウム 残留油		U S 海軍 標準用途 燃料油	ボイラ燃料 残留油	標準燃料 留出油
軽質ナフサ (156~149℃) JP-4 (66~288℃) JP-5 (160~288℃) ケロシン (149~315℃)		船舶用 ジゼル 燃料 MIL-F 16884F	U S 海軍 特バーナ 燃料 MIL-F 859 F	—				
留出温度 ℃								
	280 max.	282~357	—	—	—	260 max.	—	232-260
比重	0.849max.	0.876 max.	—	—	—	340 max.	—	340 max.
粘度 cst 37.8℃	1.4~2.5	2.0~5.8	5.8 min.	5.8 min.	2.1~6.0	393 max.	—	392 max.
引火点 ℃	38	38	55	66	66	407 max.	2-10	395-407
流動点 ℃	-18 max.	-10 max.	—	—	-18 max.	0.893 min.	66	0.8927min.
いおう %	0.5 max.	0.7 max.	—	—	1.0 max.	10 max.	1.7	1.15-1.30
残炭 %	0.15max.	0.35max.	—	—	0.20max.	1.3 max.	1.5max.	0.3~0.5
灰分 %	0.01	0.01	0.03	—	0.005	0.4 max.	0.2max.	0.01
金属 V	2 max.	2 max.	2max.	500max.	—	0.01	0.01	0.01
ppm	5	5	5	10	—	0.5 max.	—	0.5~2.0
Na+K max.	5	5	5	10				
Ca max.	5	10	10	10				
Pb max.	5	5	5	5				
水、夾雑物 % max.						0.2	0.2	0.05
輝度計数 min.						25		

表3 ガスタービンおよびガスタービン燃料の主要生産者規格および性質

	MOBIL		ESSO 低価格 燃料	Rolls- Royce	Pratt & Whitney	G. E.		G. M. Allison 404 GT	
	A	D				軽 質 留出油	重 質 留出油	No. 1	No. 2
留出温度 ℃	316-330 355-360 — 416-438 0.893 max. 13.6-18.3	263-269 305-310 — 382-385 0.893- 0.887 5.2-6.2	365 max. 404 max. — 0.916 min. 20.0 max.	375 max. 385 max. 1-11 66 min.	288 max. 356 max. E.P. 456 max. 11.0 max. — -24 max. 1.3 max. 0.1 max. 0.01	ASTM 1-GT 1.8-5.8 66 min. -18 max. 0.5 max. 0.25 max. 0.01		290 max.	305-342 2.4-4.3
比重	—	—	—	—	—	—	—	—	—
粘度 cst 37.8℃	—	—	—	—	—	—	—	—	—
引火点 ℃	18-24	-4--1	—	—	—	—	—	—	—
流動点 ℃	1.0-1.1	0.65-0.70	1.4 max.	1.3 max.	1.3 max.	0.5 max.	1.5 max.	0.5 max.	0.5 max.
いおう%	0.05-0.09	0.004	0.1 max.	0.35 max.	0.1 max.	0.25 max.	0.20	—	—
残炭%	—	—	0.01	0.005	0.01	0.01	0.01	—	—
灰分% max.	—	—	0.01	—	—	—	—	—	—
金属 ppm max.	—	—	—	—	—	—	—	—	—
V	1	1	0.5	2	0.2	2	0.6	—	—
Na	—	—	5	0.6	—	—	1.0	—	—
Na+K	—	—	—	—	0.6	5 (Pb-5)	—	—	0.1
水、夾雑物 % max.	—	—	—	—	0.01	0.1	—	—	—
輝度計数 min.	50-60	10-15	—	—	—	—	—	—	—

1.3 非炭化水素燃料 GT燃料のほとんどは炭化水素すなわち石油系燃料である。しかし、水素の性質が航空燃料として注目され<sup>(1)(2)</sup>、アメリカのNASAはマッハ8までの超音速機を目標として12年間にわたり研究した<sup>(3)(4)</sup>。一方、アメリカ空軍とPratt & Whitney社は1956年から7年間水素用GTの開発研究を続け、すでにB-57による試験に成功している。

同一エネルギーで比較すれば水素は石油系ジェット燃料の40%の重量であるが、密度が小さいので3倍もかさばる欠点がある。比熱は炭化水素燃料の4倍もあり、冷却剤としてすぐれている。燃焼生成物のきれいな清浄燃料として航空用でないGT燃料として見直されつつある。

表4 水素とメタンの性質

	水 素	メ タ ン
融 点 °K	13.8	90.6
°C	-259.3	-182.5
沸 点 °K	20.3	111.7
°C	-252.8	-161.4
気 化 熱 cal/g	106.5	121.9
密 度 (沸点) g/l	71.2	425
燃 焼 範 囲 %	4~75	5~15
最大点火エネルギー mj	0.02	0.3
比 熱 cal/g°C	2.64 (-181°C)	0.45 (-115°C)

## 2. ジェット（航空GT）燃料

2.1 必要な性質 燃焼強度すなわち燃料流量で出力を制御するので、燃料は容易に燃える液体で大量に供給できるものでなければならない。一般に広く用いられているA-1およびAVTUR燃料は150°~260°C沸点範囲をもつ直留ケロシンである。JP-4はケロシンと同様の熱安定性と燃焼性をもつがナフサ分が多いので飛行速度と飛行高度の増大と共に蒸気圧が高く危険であるため商業航空機には敬遠されるようになった。しかし生産性はすぐれているのでむしろ陸上用GTに対する用途が開発される気配にある。

(1) 比重 生産性とのかね合できまり、許用範囲が広いほど低価格で供給できる。商業航空の開始された1954年における0.8203~0.8003から、JP-4とJet-Aの混合燃料が用いられる現在までに0.8299~0.7507となった。

(2) 凝固点 最初は-40°C以下とされたが特殊用途のものを除き、価格を下げるために-30°C以下にゆるめた。それでも実用上の支障はない。



(3) 蒸留性状 過剰の軽質分と重質分の混入を防ぐため蒸留範囲を制限する。10%点210℃以下、引火点65℃以下として低温始動性と高々度における再着火性を保証する。90%点と終点も燃焼時の気化性を適当に保つため制限し、課税基準の配慮もあってアメリカでは10%点175℃以上、95%点241℃以上としていたが、需要増大に対する供給能力を確保するため修正されている。

(4) いおう 噴射ノズル、案内翼、タービン翼などの高温腐食に対し全いおうを、低温腐食防止と燃料容器の封密材料保護に対しメルカプタンいおうをそれぞれ制限する。

(5) 燃焼性 芳香族炭化水素含有量、煙点、ナフタリン含有量および輝度計数は相互に関連して燃焼性に影響を及ぼす。最初の Viscount 機では煙点20mmでよかったが、1957年に Boeing 707, Douglas DC-8 用の JT-3 においては熱放射と温度上昇を制限するため、Pratt & Whitney 社では25mmを推した。その後、経済面から煙点を下げるために輝度計数との関係が論議された。そのころクロシン中のナフタリン量を紫外分光器で定量することが提案されて煙点20mm以上、ナフタリン3%以下の制限でよいことがわかり、Jet-A クロシンで燃焼器耐久時間を5000時間と大巾に延長させることができた。

(6) 熱安定性 速度と出力の増大と共に、熱交換器、濾過器、ノズルなどの機能をわるくする熱分解生成物が問題になり、すべての規格に熱安定性が加えられることになった。Boeing 2707 - 300 SST計画では、燃料系8コ、エンジン各1コ計12コの熱交換器を使う計画であることから理解される。

(7) 清浄性 ジェット燃料はガソリンより粘度が高いので水分、夾雑物などを分離しにくいばかりでなく、燃料管系が複雑で精密部品が多く、大流量を処理するため燃料の清浄性水準を格上げする必要がある、燃料の品質管理と取扱いがむづかしくなる。表面活性剤、水分、微粒子、塩分、微生物の微量も拒否される。

2.2 燃焼性の評価 クロシン系燃料の燃焼性は炭化水素組成によって影響を受ける。とくに、比重(SG)、アニリン点(AP)、芳香族含有量(AC)、輝度計数(LN)および煙点(SP)が重要な評価尺度となる。これらはいずれも相互に関係する量で、SGとAPから算出することができる<sup>(5)</sup>。

$$\text{芳香族含有量} = 692.4 + 12.15(SG \times AP) - 794(SG) - 10.4(AP)$$

$$\begin{aligned} \text{輝度計数} = & -2308.7 + 3412(SG) + 43.2(AP) - 56.93(SG \times AP) \\ & - 17070(SG/AP) \end{aligned}$$

$$\text{煙点 mm} = -255.26 + 2.040(AP) - 240.8(\log_e SG) + 7727(SG/AP)$$

$$\text{水素 \%} = 21.8 - 12.89(SG) + 0.0389(AP)$$

適用範囲 SG = 0.770~0.822 ; AP = 55.4~68.0°C ;

SP = 13.5~31.9 mm ; LN = 39~72 ; AC = 9~21.4%

比重とアニリン点に対  
する各特性数の関係は図  
2で示され、燃焼性を推  
定することができる。

### 3. 陸上用、およ び船用ガスター ビン燃料

馬力当りわずか200  
~450gのジェットエ  
ンジン、それを一部改造  
して自由タービンと熱再  
生器をとりつけたものと、  
蒸気タービンの流れを汲  
んだ馬力当り2~3kgの  
重量級GTとが船用、陸  
上用に登場している。

#### 3.1 自動車ガス タービン燃料

燃料の熱安定性と燃焼  
性が問題になる。自動  
車用GTは馬力当り1kg  
程度であって、部分負荷  
時の効率をよくするため  
熱再生器をつけている。

Ford 707, GM GT 309 が著名で、重車輛に適しているといわれる。無鉛ガソリン、JP-4、ケロシン、ジーゼル燃料のいずれの留出油も使え、Chrysler 社GTは沸点が30°C以上で90%点が320°Cまでならば、どんな炭化水素油でも使えるという<sup>(6)</sup>。同社の50台の実験車にはケロシンを推した。これに対し Ford 社ではいおう1%, 芳香族23~25%, 終点370°Cの燃料で運転した<sup>(7)</sup>。小形GTには2-GT燃料から100%分解留出油まで試験

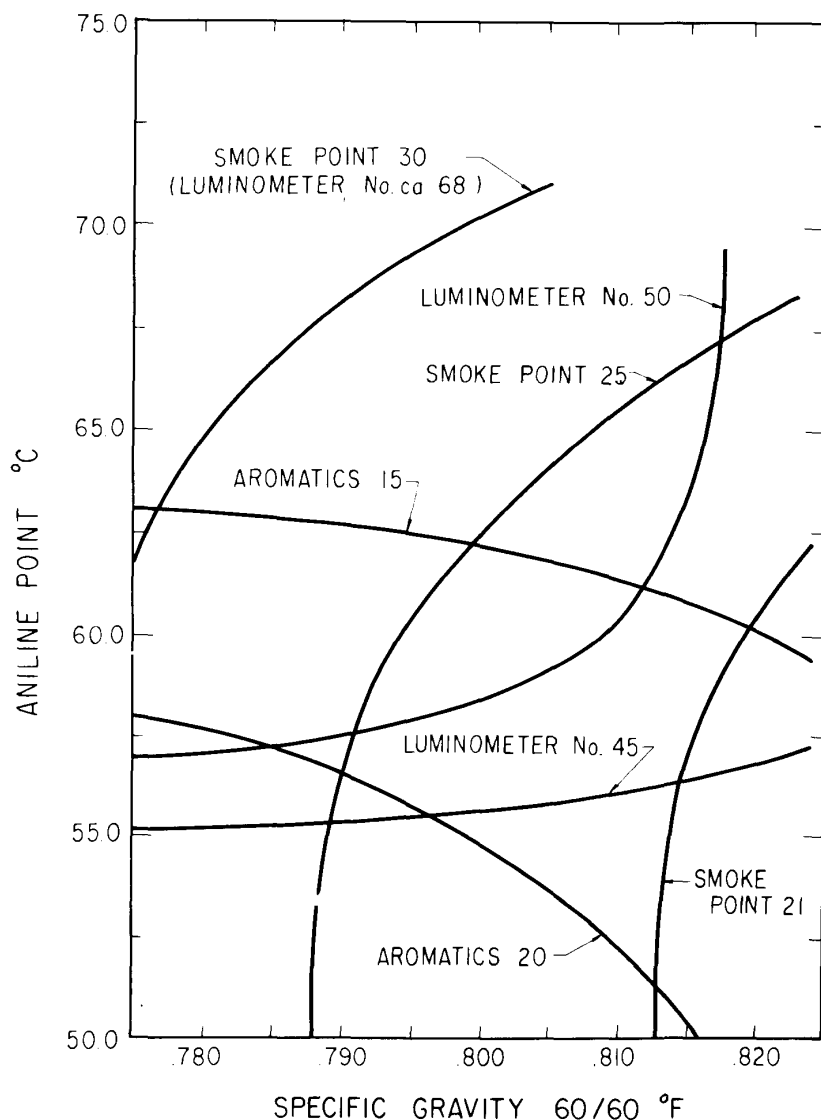


図2 ケロシン系ジェット燃料の燃焼性

され<sup>(8)</sup>、自動車用としては芳香族、いおう、灰分を制限した軽質、中質留出油が主流となるようである。

3.2 転用ジェットエンジン燃料 JP-4、ケロシンはもちろん、LPG、ナフサも使える。GT-2 燃料および重質留出油を使うと燃焼室壁の曲り、炭素質堆積、排煙などを発生するが、ノズル、燃焼室などの設計替え、燃料添加剤によりかなり改善される。現技術水準では直留ジーゼル油もしくはそれ以上の燃焼性を必要とし、ナフタリン量、煙点、芳香族量が吟味されることは航空用ジェット燃料と同様である。

燃料は流量制御油圧作動油としても冷却液としても利用されるので安定性が重視される。

いおう量はそれほど問題にされないが、海水、塩風などに含まれているナトリウムから硫酸塩を生成し、翼堆積物を生成する。また、大気汚染の立場からいおう酸化物が問題視され、熱再生器で180℃以下になる条件ではボイラ予熱器、エコノマイザの低温腐食をひきおこす。

曇点、流動点、引火点、貯蔵安定性、乳化性などについてはジーゼル燃料と同様に配慮される。

3.3 陸上用船用産業ガスタービン燃料 重量級GTは重質残留油 $\mathcal{N}6$ 燃料重油をも消化することができる。この場合にはナトリウム、カリウムを洗って除き、必要に応じ燃焼用空気も洗い堆積物の生成を防ぐ。高温腐食をさけるため添加剤を加えてバナジウムを無害化する必要がある。したがって、残留燃料油の場合には灰分だけが問題になる。

$\mathcal{N}6$  燃料重油から有害灰分を除いた3-GT残留燃料油<sup>(9)</sup>は残留油の脱りうと低いおう低灰分原油の選択により生産しやすくなっている<sup>(10)</sup>。また、低灰分、低価格の3-GT燃料として、留出油の重質ガス油が注目される<sup>(11)</sup>。

残留燃料油の問題点は灰分による腐食と堆積物生成のほかに、安定性の不足による燃料系内のスラッジとタールの生成であって霧化をよくするための加熱が原因になることが多い。

一方、異種重油間の混合相性にもとづく燃料系内の沈でん物生成、清浄性不足にもとづくタール粒子、異物の折出による流路閉塞が障害になる。

3.4 灰分の腐食性 直径25.4mm、厚さ3.18mmの25Cr-20Ni(AISI-310)円板試料を電気炉内燃焼管内におき、 $\mathcal{N}6$ 燃料重油または海軍特燃料で150~200ppmのバナジウムをふくむ試料油を22.7g/hrの流速でマイクロバーナに送り発生した785℃の燃焼ガス中に100hr曝露したときの重量減をみると図3になる<sup>(12)</sup>。

有効添加物はマグネシウム、マンガン、カリウム、ナトリウム、希土類、ストロンチウム、トリウム、リン、タングステン、ニッケル、錫、亜鉛の一つ以上の元素を含むもので、合成海水およびナトリウムもしくはカリウムを含む物質はバナジウム腐食を妨げ、防食添加剤の効果を促進する。油溶性のものが水溶性もしくは不溶性微粉末よりもよいという証拠はなく、滑石、過マン

ガン酸カリ、マグネシヤの微粉末の効果は大きい。バナジウム腐食は燃料中のいおうにより促進されるが、バナジウムのない場合にはいおう腐食はそれほどはげしくはない。

同様に、直径38mmの燃焼管内に4 ml/minの流速で残留燃料試料油を送って燃焼ガスを発生させ、その中央に直径4mmの穴をあけた直径25.1mm、厚さ3.19mmのAISI-310試験片を868℃に100hr曝露して重量減を求め、図4の結果がえられている<sup>(13)</sup>。

燃料中のバナジウム量と共に重量減は実線に沿って多くなるが、カルシ

ウム、マグネシウムはバナジウムが存在しない場合には天然ガスまたは留出燃料油と同程度まで腐食を防ぐことを示し、未洗油は洗ってナトリウムを除いたものより腐食性が弱くなっている。

#### 4. 大気汚染

留出油であるケロシンを燃料に使った場合にも排煙は問題になるが、燃焼器の設計改善、添加剤によって著減する。<sup>(14)(15)(16)</sup> 噴霧状態は燃料の揮発性に対して関係が少いので、有害排出物を減らすように燃料の低沸点部を調節することができる。タービン翼の空気冷却は一酸化炭素を減らす効果がある<sup>(17)</sup>。

ボイラ、大形低速ジーゼルなどより、排ガス処理の立場からGTが環境保全上で有利となる場合があり、工場で残留重油が敬遠されるわが国の事情からGTが見直されつつある。ただし、空気消費量が多いため、排ガス中の有害成分の含有率は小さくても総排出量が多くなる短所もある。

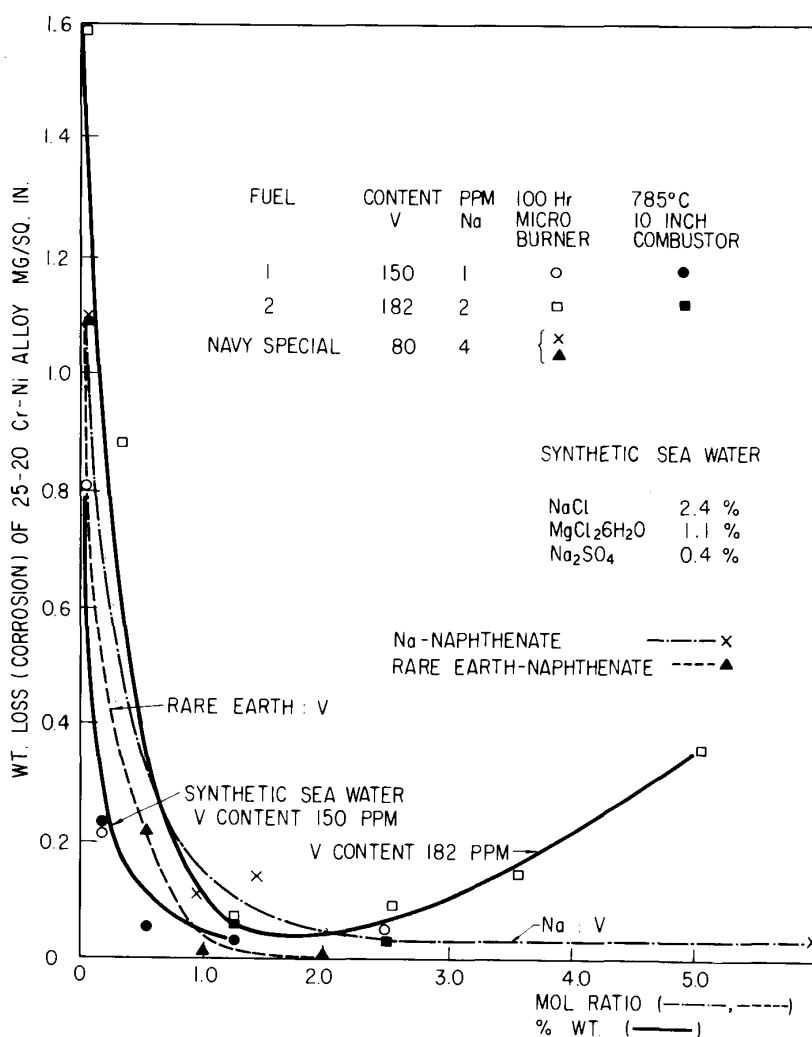


図3 25~20Cr-Ni 腐食に対する合成海水、およびナトリウム、希土類-ナフテン酸塩の影響

る。炭素質の微粒子による排煙も問題になる。

4.1 排煙 炭素質粒子半径  $r$  の時間変化である燃焼速度は反応速度を  $g/cm^2 \cdot sec$ 、密度を  $\rho g/cm^3$  で示し、後者を2とすればつぎの式で示される。

$$dr/dt = -10^4 w/\rho$$

$$\mu/sec = -5 \times 10^3$$

$$w \mu/sec$$

反応速度は温度と酸素濃度の関数である。1次燃焼帯における混合気の当量比1.2，空気圧15 atm，空気温度700°Kとし，燃焼室軸方向の当量比変化を求め<sup>(18)</sup>，さら

に燃料  $C_n H_{2n}$  の平衡燃焼ガス中の酸素分圧と断熱火炎温度との関係から燃焼速度を推定すると図5になる<sup>(19)</sup>。

面白いことには量論比よりわずかに薄い0.75において最大速度を示し，当量比0.5以下と1.0以上の領域では燃焼速度は  $2 \mu/sec$  以下になる。

全滞留時間を5 m secとして，2次燃焼帯全域の酸素分圧と温度の平均値から粒子表面の後退減少率は  $0.021 \mu/sec$  となり，しかもその80%は上流の10～30%の軸方向の長さの間で燃える。したがって，炭素質すすの直径が  $0.04 \mu$  以下であれば<sup>(20)</sup> 全部が燃えつきることになる。排煙を少なくするには当量比が0.75付近になるように2次空気を制御することが有効である。

4.2 窒素酸化物 空気を酸化剤として使う限り燃焼により空気中の酸素と窒素および燃料中の窒素とが反応して窒素酸化物を生成する。その機構は複雑な連鎖反応によるが要約すればつぎのようになる<sup>(21)(22)</sup>。

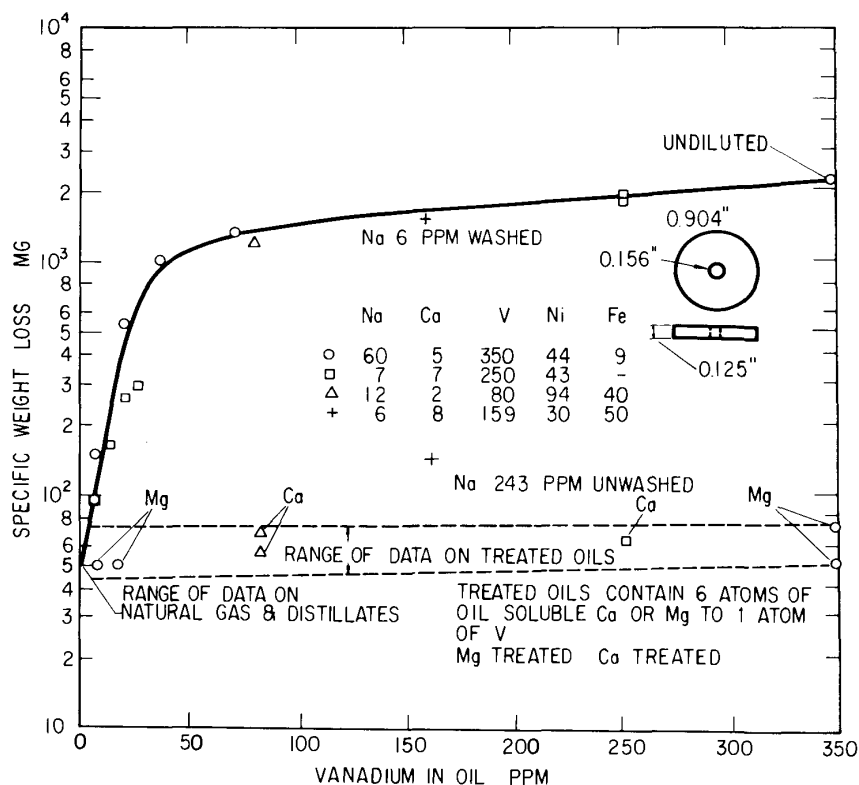
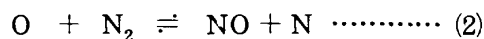


図4 燃料油中のバナジウム含有量の25～20 Cr - Ni 腐食に対する影響(小形バーナ試験)



反応(4)は混合比の濃い場合にのみ注目されている。

窒素酸化物の生成反応において  $100 \text{ Kcal/mol}$  以上の高活性化エネルギーを要するため、高温で反応速度が大きくなる。したがって1次燃焼帯がその主生産場所になる。

総空気燃料比50, 圧力  $3.37 \text{ Kg/cm}^2$ , 圧縮比14:1, 高度10.7km, 燃焼室内滞留時間2 msecの条件で当量比と温度および窒素酸化物濃度の関係を求めると図6になる<sup>(23)</sup>。

炭化水素空気の系ではこれよりも速く酸化窒素が生成されることがわかった<sup>(24)</sup>。炭素もしくは炭化水素ラジカルが窒素分子を攻撃し、シアン化水素と窒素原子を生成して酸化窒素になる

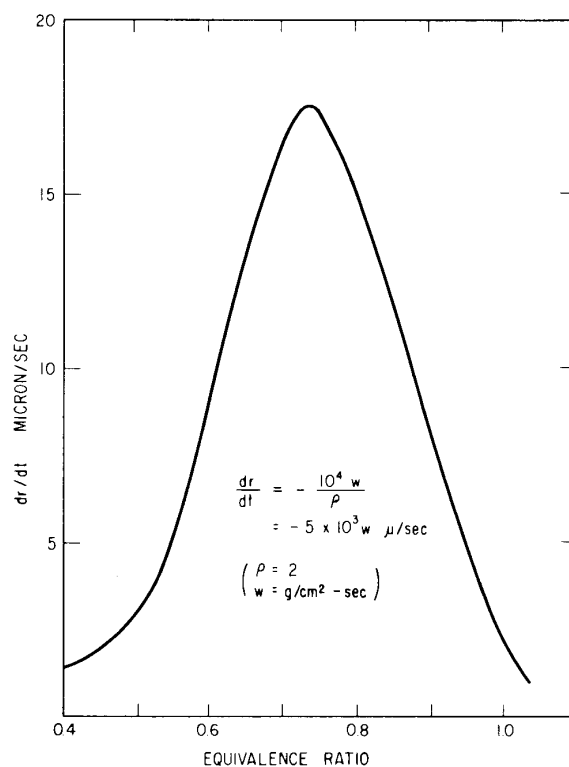


図5 燃焼速度と混合化

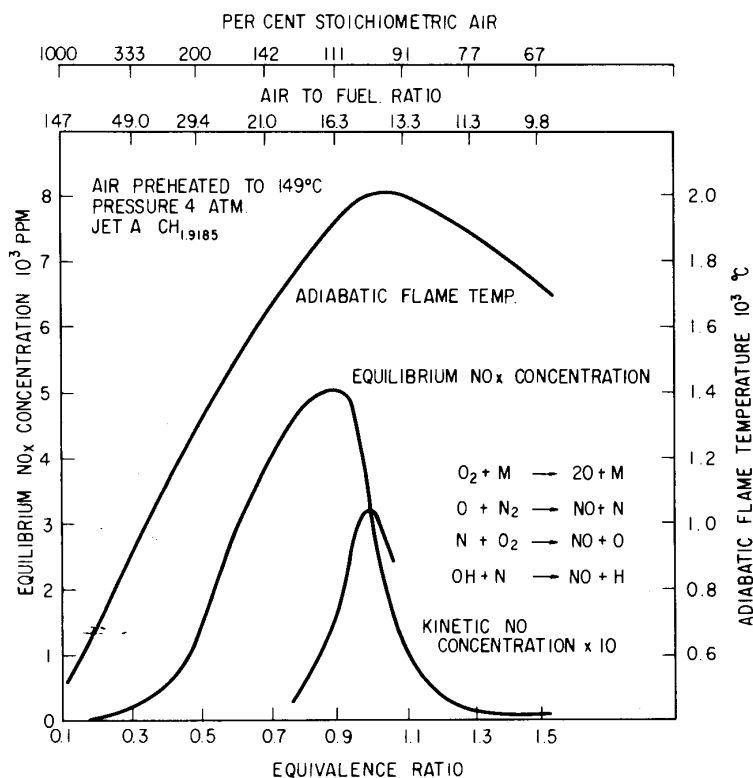


図6 ジェットA燃焼におけるNO<sub>x</sub>平衡

とされている。このことは火炎帯に平衡値以上の酸素原子が存在するとしても説明できる<sup>(25)</sup>。このような酸化窒素の瞬間過剰濃度は希薄混合比の場合には問題にならない。

燃料中に含有される窒素と酸化窒素との関係は低温燃焼で深く、高温燃焼では浅い。

酸化窒素が大気汚染で重視されるのは有害な二酸化窒素の前駆化合物であるためである。高温になるほど反応速度も平衡値も減少するので、高温燃焼ガスが大気に放出され冷却されてから二酸化窒素は生成する。

## 文 献

- 1) F. Burnham, American Aviation 22, 7(1968)36.
- 2) J. R. Henry & C. H. MC Lellan, J. Aircraft 8, 5(1971)381.
- 3) F. E. Jarlett, ASME, June 16 (1968).
- 4) R. G. Helenbrook & F. M. Antony, NASA CR 1918, Dec. (1971).
- 5) Report by Method Evaluation Sub-Committee ST-L, J. I. P. 55, 545(1969) 330.
- 6) G. J. Huebner, API Div. Refining preprint, Detroit, Mich., May (1960).
- 7) G. Peitsch & I. V. Swatman, SAE Auto. Engng. Congress, Detroit, Mich. Jan. (1965).
- 8) M. J. Boegel & J. F. Wagner, SAE annual meeting, Detroit, Mich. Jan. (1960).
- 9) I. T. Fritz & R. M. Junge, ASME meeting, San Francisco, Calif. (1968) 68-PWR-5.
- 10) C. W. Siegmund, ASME Ind. Fuel Conference, St. Louis, Missouri, Feb. (1969) 69-FU-2.
- 11) C. E. Hussey & K. W. Johnson, ASME GT Conference, Washington D. C. Mar. (1969) 69-GT-28.
- 12) R. C. Amero, A. G. Rochini & C. E. Trautman, ASME Tech. Comm. E Symp. Atlantic City, N. J., Jan. (1964).
- 13) R. M. Junge, Tech. Comm. E, ASTM D-2 Symp., Atlantic City, N. J., Jan. (1964).
- 14) W. G. Taylor, ASME meeting, Detroit, Mich. Sept. (1967), 67-PWR-3.
- 15) F. F. Davis, ibid. 67-PWR-4.
- 16) S. M. De Corso, C. E. Hussey & M. J. Ambrose, ibid & 67-PWR-5.
- 17) M. W. Korth & A. H. Rose, SAE preprint 680402(1968).
- 18) L. H. Linden & J. B. Heywood, Comb. Sci. Tech. 2(1971) 401.
- 19) S. W. Rodcliffe & J. P. Appleton, Comb. Sci. Tech. 4(1971) 171.
- 20) H. B. Palmer & C. R. Cullis, Chem. & Phys. of Carbon (P. L. Waker Jr. Ed.) 1, 265-325.
- 21) J. Zerdovich, Acta Physicochemica USSR 21(1946) 577.
- 22) H. S. Gluk, J. J. Klein & W. Squire, J. Chem. Physics 27(1957) 850.
- 23) H. Shaw, American 1st. Flame Day conference, Chicago, Ill. Sept (1972).
- 24) C. P. Fenimore, 13th Int. Symp. Comb. (1970).
- 25) P. G. Ashmore, M. G. Burnett & B. J. Tyler, Trans. Farady Soc. 58 (1962) 685.

## 4 サイクルディーゼル機関 用過給機とそのマッチング

新 潟 鉄 工 所  
内 燃 機 事 業 部 本 部  
技 術 開 発 セ ン タ ー  
加 藤 利 夫

### 1. ま え が き

今日、4 サイクルディーゼル機関は、その小出力のものを除いて全と排気タービン式過給機を装着し、小形軽量・高出力機関としてあらゆる産業界で活躍している。これら過給機関の熱サイクル上の重要な部分をしめる排気タービン式過給機は、圧縮空気および排気ガスを介し機関と熱力学的・流体力学的に結合している。従って、近年の如く過給機関の正味平均有効圧力が高くなるにつれ、過給機の総合効率の僅かの差が機関性能に非常に大きい影響をもってくる。いゝかえれば、機関性能の決定は排気ガスエネルギーをいかに有効に利用するかにある、といっても過言でなく、過給機単体のガスタービンとしての効率向上はもちろんのこと、機関の要求にマッチした過給機を選択することが重要である。ここに、いわゆる4 サイクルディーゼル機関（以下機関という）と排気タービン式過給機（以下過給機という）のマッチングの必要性が生じてくる。

通常、過給機のマッチングというと、機関仕様に適合したタービン部およびブロワ部容量を選択し、所期の機関性能を得ることにあるが、本稿ではもっと広義のしかも重要なマッチングとして過給方式について触れ、次にマッチングの実際的手法について解説したい。

### 2. 過給機の基本構造

周知の如く、4 サイクルディーゼル機関はその用途が多岐に亘り又出力も大小さまざまである。そこでまず、個々の機関が要求する過給機とはどんなものか構造の面から簡単に考察してみたい。

現在生産されている過給機はほとんどブロワ1段とタービン1段で構成されており、給気圧力比は3～3.5程度である。これにより機関は正味平均有効圧力で20～22 kg/cm<sup>2</sup>が実用化されている。しかし今後25 kg/cm<sup>2</sup>を越す高過給機関が実用機として出現するのは必至であり、この場合給気圧力比が4以上必要となりつゝある。

さて、ブロワ形式としては一般的に遠心型（Centrifugal Blower）が採用されている。これは今日の機関が要求する給気圧力比・空気流量の範囲では、効率・製作費の面で有利であり又機関の広範囲な作動点に対応して高効率を維持できることによる。一方タービン形式として小形過給機には輻流タービン（Centripetal Turbine）が用いられ、中・大形では軸流タービン（Axial Turbine）が採用されている。前者は適用機関が小形高速機関であり比較的高圧力比小流量で高効率を得られること、又構造の簡単さ、製作費の面からも有利である為採用され



ている。後者はその処理流量が大となり軸流型が有利である。近年、大形過給機に対しても輻流タービンの研究がなされている。

過給機用軸受は、コロガリ軸受及び平軸受がそれぞれの特長を生かして使われている。小形高速機関用過給機は、先に述べた様に簡単な構造・保守取扱といった要求と、又比較的高速であり耐久性の点からも平軸受が用いられている。すなわちこの種の過給機はブロワとタービンの間に軸受が設けられている構造が多く、軸径が大きくなるためコロガリ軸受を用いると耐久性上問題となる。中・大形低速機関用等の比較的給気圧力の低い過給機にはコロガリ軸受が採用されている。軸受配置はブロワとタービンの外側となり構造は複雑となるが給油等は簡単に行え、又軸系の安定性も良好となる。一般に、コロガリ軸受は平軸受よりも給油量が少なく又機械損失も少なく機関性能上有利となる。一方中・大形中速等の高過給機関用過給機は給気圧力比も高くなりその耐久性の点から平軸受を用いるものもある。近年、原子力発電所・ビル等の非常用発電機駆動機関で10秒起動といった緊急始動を要する場合が多々あるが、この場合はその立ち上りの点で有利なコロガリ軸受が必要条件となっている。

軸受給油方式は、平軸受のものは外部給油方式であり機関潤滑油系統から給油するものと単独の給油系統をもつものが

ある。コロガリ軸受は給油量が少なくてすむため、デスクポンプ・歯車ポンプ等を両軸端に内蔵した自己給油方式が一般的となっている。実際には、個々の機関形式・用途等を考慮して決定されている。

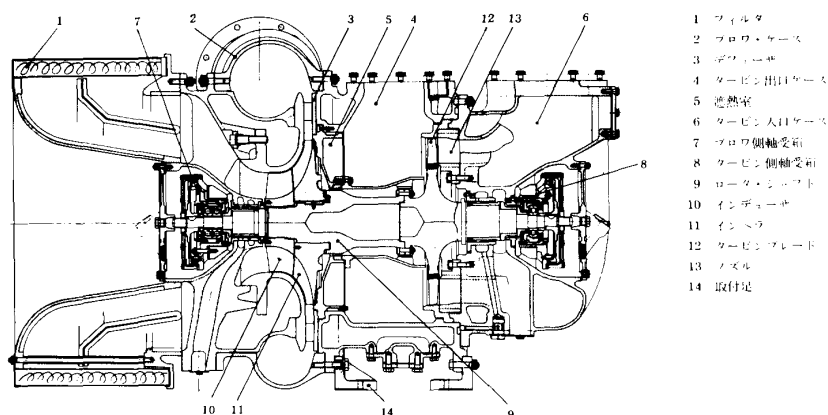


図1 軸流タービン式過給機構造例

図1に軸流タービン式過給機の構造例を示した。

### 3. 過給方式

過給方式の種類 今日、実用機関に適用されている過給方式として次の3方式が挙げられる。

- 1) 動圧過給方式
- 2) パルスコンバート過給方式
- 3) 静圧（定圧）過給方式

動圧過給方式は、排気管の容積を小さくしシリンダより排出されたガスのブローダウンエネルギーを動圧の形でタービンで利用するものである。排気管は、排気ガスの圧力干渉を防ぐため機関シリンダ数によって2～4群に分かれている。このため、タービンに流入するガスのエネルギーは大きいが部分流入（Partial Admission）となるためタービン効率は低下する。

静圧過給方式は、シリンダ出口の排気管を全て一つの容量の大きい排気溜に集め排気ガスの圧力を一定とするもので、いわゆる排気ガスエネルギーを静圧の形で利用するものである。従って、タービンに流入するガスは全周流入（Full Admission）となりタービン効率は上昇するが、タービンで利用可能なエネルギーは小さくなる。

パルスコンバート過給方式は、上述の中間の方式でエネルギーを動圧で利用ししかも全周流入に近づけ効率の上昇を図ったものである。

図2にこれら過給方式の排気管配列を8シリンダ機関の場合について示した。更に図3にそれぞれの流入パターンによるタービン効率の比較

を示した。

**機関用途と過給方式** 一般に、4サイクルディーゼル機関は、同一形式機関でも陸用と船用で特性が異なり又出力の余裕・稼動時間も用途によって異なっている。ここで、その用途・出力により最も効率の良い又目的に合った使い易い過給方式をどう選択するかについて考察したい。

静圧過給方式は、従来2サイクル機関に多く適用されてきたが、近年4サイクル機関の出力が増してきたため非常に有利な過給方式となってきた。すなわち、正味平均有効圧力が低い場合排気エネルギーは動圧が占める部分が多く動圧過給方式が有効であるが、高出力化が進むにつれ動圧の部分は少なくなり逆に静圧過給方式が有効となってくる。このいわゆるクロスポイントは機関形式によって異なり一律ではないが、

$P_{me} = 1.5 \text{ kg/cm}^2$  程度で、その例を図4に示した。

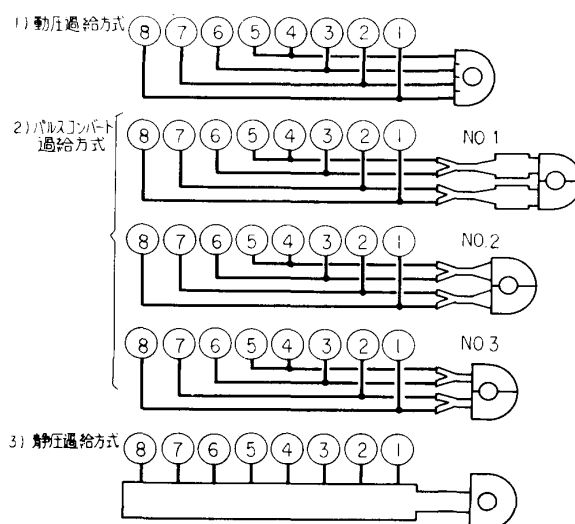


図2 8シリンダ機関の排気管配列

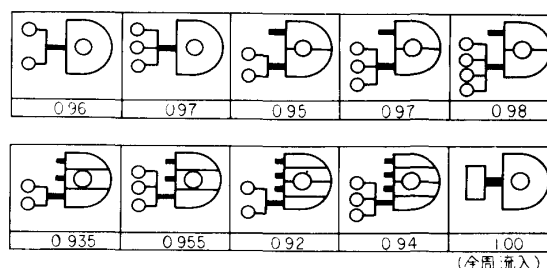


図3 排気ガス流入パターンによるタービン効率比較(全周流入の場合の効率を1.00とする)

さて、静圧過給方式は、上述のように高出力に於て有利であるため、高負荷連続運転を行う自家用常用発電機等の陸用機関に多く用いられてきたが、近年カーフェリー等の高速船にも採用されている。しかし、静圧過給方式は動圧過給方式に比べて機関の負荷変動に対する追従性が劣ること又起動時の性能が不利といったことが原因となり非常用発電、漁船機関等には不向である。実際に、原子力発電所等の非常用発電機駆動機関には全て動圧過給方式が採用されている。

さて、静圧過給方式は動圧過給のしにくい5・7・8・10・14・16シリンダ機関に多く用いられている。これはたとえば動圧過給方式8シリンダ機関の場合、図2に示した如く各シリンダの排気圧力干渉を避けるため排気管は2シリンダ毎にまとめられ合計4本でタービンに入るいわゆる4分割の部分流入である。これに対し6シリンダ機関は2分割である。図3に示したタービン効率の点で、静圧過給方式のメリットが8シリンダ機関により顕著にあらわれるためである。

ここで、機関燃料の点から過給方式をみってみる。近年常用の大形機関等で運転経費の点から低質油を用いることが多くなってきた。この場合の問題点として、燃料中のバナジウム及び高アルカル価潤滑油中のカルシウム等の成分が燃焼によって固い灰分となり過給機のノズル翼やタービン翼に付着する現象が生じることがある。この過給機汚損により排気ガス温度及び圧力が上昇しひいてはサージングの発生に至り、過給機の分解掃除を頻繁にせざるをえなくなる。本現象は低質油を用いる動圧過給方式機関に多く発生するがその原因は次のように考えられる。動圧過給方式機関の排気温度は大きく脈動しており又時間的に間欠流である。従って排気温度は計測値が500～550℃程度であっても実際はそれ以上であり瞬間的には700～800℃に達している。このため融点の低い $V_2O_5$ 等が排気管内で熔融状態となり、タービンに流入しそこで冷却され固い付着物となる。この付着物はカーボン等と異なり簡単な水洗浄程度では落すことができず非常にやっかいな現象である。本現象の対策として静圧過給方式を採用した場合、高負荷時の性

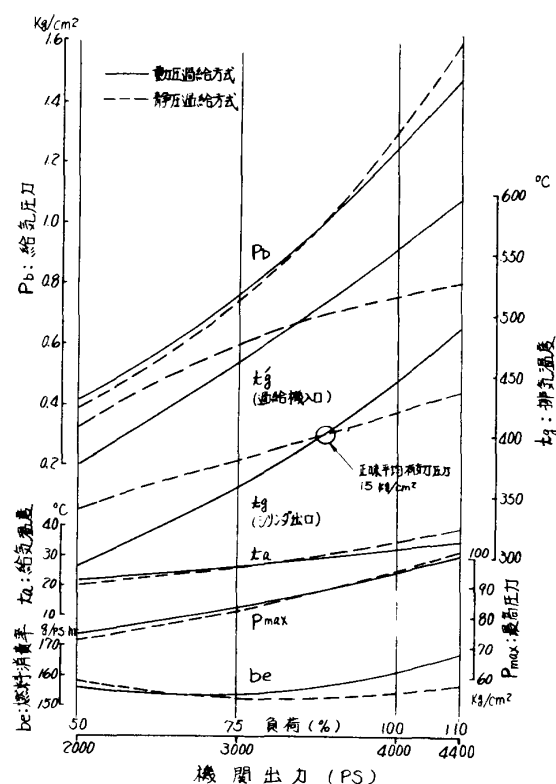


図4 8L40X形機関(4000ps×400rpm) 過給方式による性能比較(陸用特性)

能改善すなわち排気温度の低下とともに排気溜内の温度脈動が小さくなり実際の排気温度も灰分の融点以下となる。従って過給機の汚損も少なくなり非常に有効な過給方式である。

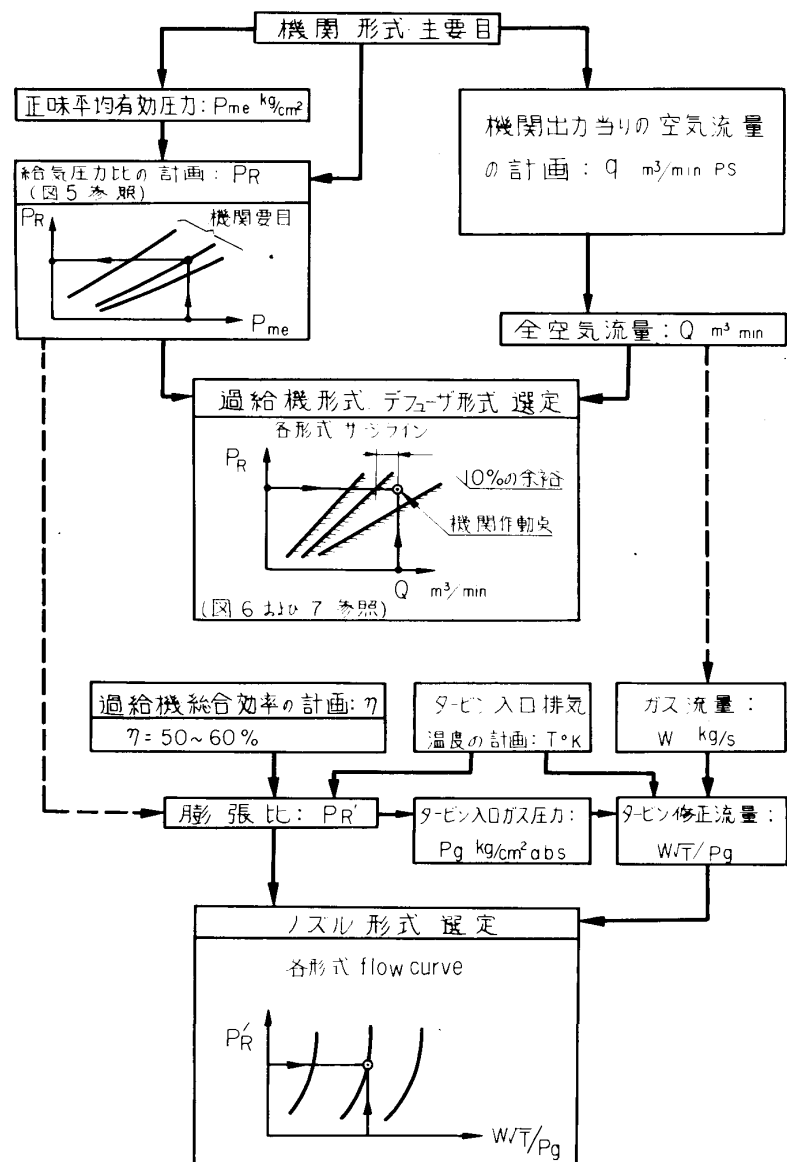
以上のように過給方式にはそれぞれ一長一短があり又性能面のみでなく構造・生産性等他の条件にも制約されるため一義的には決定できない。機関形式・出力・用途等充分考慮し慎重に計画しなければならない問題である。

#### 4. 過給機の容量選定

機関と過給機が適合 (MATCH) しているということは、過給機関係が適用過給機の最大効率の点で作動し機関性能が

最良の状態にあることをいう。既に度々述べている様に4サイクルディーゼル機関は出力及び用途が広範囲に亘るためそれぞれに適合した過給機を製造することは事実上不可能である。そこで、インペラ径に代表される過給機容量を数段階に分割しシリーズ化された標準過給機を製作しているのが一般的である。更に個々の過給機の容量を細分するためいわゆるマッチング部品が準備されている。これらを組合せることによって最適な過給機容量を得ることができる。表1に機関計画時のマッチング作業の概略手法を示した。

表1 過給機マッチングの手法(機関計画の場合)



**空気流量と給気圧力** 機関を流れる空気は、燃焼にあずかる空気とオーバーラップ時の吹抜け空気とに分けられる。前者は、 $G \propto \eta_v \cdot \rho_s \cdot V_h \cdot N_E$  であらわされ出力に直接関与する。ここで、

$G$  : 空気流量

$V_h$  : 総行程容積

$\eta_v$  : 体積効率

$N_E$  : 機関回転速度

$\rho_s$  : シリンダ前空気密度

である。従って出力を増すには給気圧力をあげるとともにシリンダ前空気温度を下げる必要がある。一方、後者は、機関の熱負荷すなわち排気温度に大きく影響する。

さて、空気流量は、給気圧力・排気圧力・吸排気弁数およびオーバーラップ・通路抵抗・排気ガスの圧力干渉および脈動等で変化するため機関形式によって異なるが、およそ  $0.07 \sim 0.095 \text{ m}^3/\text{min} \cdot \text{ps}$  程度である。給気圧力は、前述の如く空気流量を増加し出力をあげる手段であるが、最高爆発圧力の制限および過給機回転速度の制限があるためむやみにあげることはできず、過給機効率との関係もあってその適正值が存在する。図5に正味平均有効圧力と給気圧力比の関係線図を示した。このように従来の実績から空気流量は比較的狭い範囲にあるが給気圧力には相当の幅がある。従って機関計画時に空気流量および給気圧力の適正值を見いだすことが重要であり又マッチングの際のポイントとなる。

**過給機容量とマッチング部品** 図6にシリーズ化された過給機の容量範囲線図の例を示した。機関の空気流量及び給気圧力比の計画値が得られれば本線図を用い適合過給機が決定できる。ここで、図6からもわかるように過給機の容量はその最大と最小で約2.5倍程度あり更に過給機相互で容量範囲がラップしているため、ラップし合った過給機のどちらを選ぶかが問題となる。一般にコスト・装着上等で決められるが、容量の余裕等を含め充分検討する必要がある。今後、機関の高出力化が進むにつれ過給機シリーズも密になり効率の良い範囲を選べる傾向にある。

さて、このように過給機は1形式で巾広い空気流量を処理し、しかも全ての範囲で高効率が保たれていなければならない。このことは1種類のブロウおよびタービンでは不可能である。そこで次に述べるようなマッチング部品が個々の過給機について準備されている。

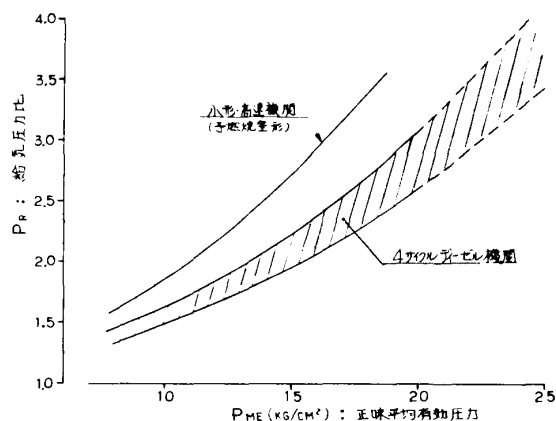


図5 過給機関の  $P_{ME}$  と給気圧力比  $P_R$  線図

ブロワ部のマッチング部品として、インペラ、インデューサ及びデフューザがある。インペラは、その外径、翼形状を同一とし出口幅及び空気通路形状を変えて容量調整を行う。インデューサはそれぞれのインペラに合わせて製作されている。デフューザは、それぞれのインペラに対して翼高を一定とし、空気入口側の翼端を切込んでスロート径を変え容量調整を行う。通常インペラ及びインデューサが2～4種類ありデフューザはそれぞれのインペラに対し10～15種類程度用意されている。図7に各形式デフューザ容量線図の一例を示した。

タービン部のマッチング部品として、タービンブレード及びノズルがある。一般に、タービンブレードはデスク径及び翼数は一定とし翼高のみ変えて容量調整を行う。特殊例を除いて翼素材は同一であり、翼高変更は翼先端を切込んで行っている。ノズルはノズル翼前縁側翼高を一定とし、後縁側翼高をそれぞれのタービン形式に合わせてある。ノズルの容量調整はスロート

径を変化させ得ているがこの方法としてリングに対する翼の植込み位置及び角度を変えて行っている。更に僅かの容量調整を行う場合は翼後縁を切込んだり又治具により折り曲げたりする方法もとられている。通常タービンブレードは5～7形式及びノズルはそれぞれ7～8種類程度用意されている。尚、輻流タービン式過給機の場合、タービンホイールはインペラと同じようにガス通路形状を変えて容量調整を行う。ノズルもスロート径の異なったものが製作されている。以上のマッチング部品に対し、ブロワケーシング又はインサートおよびタービンシュラウドリング等それぞれの形式に合ったものが用いられる。

**ブロワ部の選定** 図8にブロワ性能曲線の例を示した。遠心型圧縮機の特長として、サージラインより左側の部分は不安定領域であり、空気流量および給気圧力比によって表わされる機関作動点がこの領域に入ると機関は運転不能となる。従ってブロワ部のマッチングを選定する場合この機関作動点がサージラインより右側の大流量領域にありしかも最も効率の良い点にくるよう

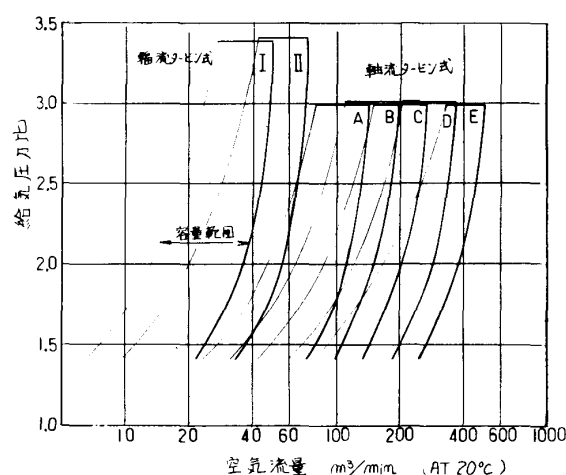


図6 過給機容量範囲線図

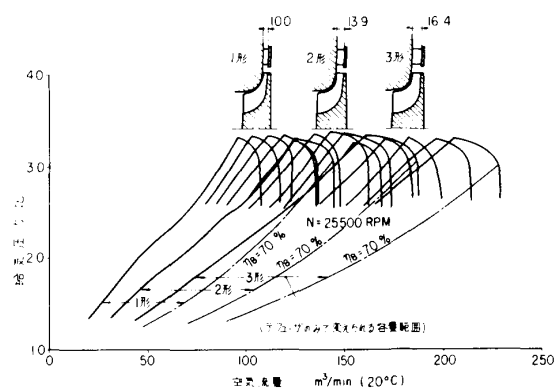


図7 各形式デフューザ容量線図

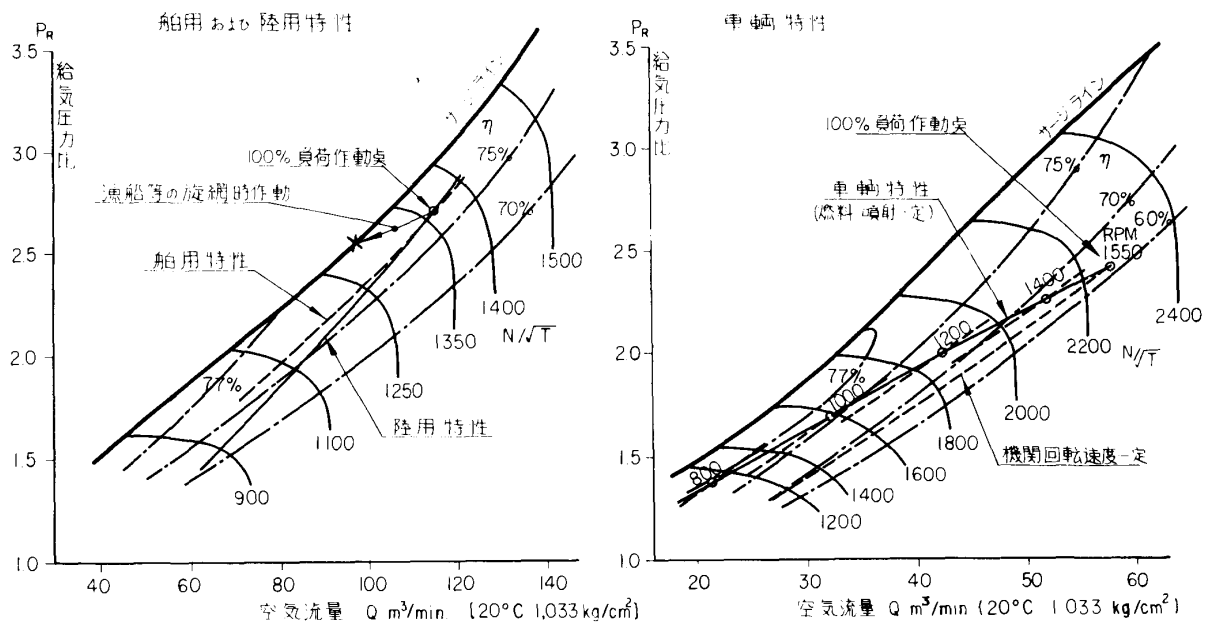


図8 プロワ性能曲線例及び機関作動線

に決められる。しかし、過給機のインペラは一般に直線翼が用いられているため最高効率のラインはサージライン近辺にある。従って効率のみに注目し選定を行うとサージングに対する余裕がなくなり、機関及び過給機の汚損、負荷変動、給気圧力の脈動、大気温度及び空気冷却器冷却水温度等の変化によりサージングを起こす危険が大きくなる。一般にサージングに対し10～15%の余裕のある容量のものを選定している。

さて、ここで機関の負荷特性による余裕のとりかたの相違について若干述べる。図8の中に示したように陸用特性は機関作動線とサージラインが高負荷の点で交わる方向に動く。従って100%負荷の点で計画すれば安全である。一方船用特性はサージラインと平行に作動し一見サージングの危険はないように見えるが漁船等の旋網時機関は低回転高トルクとなり図中矢印の様に動きサージングが発生する。又プロペラの汚損、航行時のピッチング等による負荷変動も考慮せねばならない。車輛特性については図8の右側に示した如く低負荷時及びノッチオフ時にサージングを起こしやすい。ノッチオフの場合いわゆるエンジンブレーキがかかり機関回転速度は低下するが過給機は慣性によりそのまま高回転を続けるためにサージングが発生する。このように車輛用の場合十分な余裕をとる必要がある。

**タービン部の選定** タービンはプロワと異なり一つのタービン形式が決まれば一定の作動線上でのみ作動する。これは、タービンとプロワが一軸であり回転速度と圧力の関係がほぼ一定であることによる。従って表1に示したように給気圧力、排気ガス温度及び過給機総合効率より求めるタービン膨張比とガス流量より適正なタービンを選定することができる。

一般に、同一機関負荷に於て最高爆発圧力を一定に押えた場合、ノズル面積の小さいものを使えば排気圧力が上昇しタービン回転速度は上昇する。従って給気圧力および空気流量が増加し排気温度は低下する。しかし、ノズルを絞り過ぎるとタービン効率の低下及び吹抜け空気量の減少等により排気温度が上昇してしまう場合がある。

さて、以上述べてきた方法は画一的なものであり実際には実機に於てノズルを絞ったり広げたりする等のマッチング試験を充分行い給気圧力等の計画変更により最良の機関性能を得ている。

#### 過給機内部のマッチング 最後に過給機自

身の性能を左右する一要素として、インペラ径とタービン径の関係について考察したい。一般に図9に示したようにタービン周速とタービンの断熱速度の比には最適値があり、通常  $U/C = 0.6 \sim 0.7$  の範囲にある。図9に於て膨張比一定とした場合、その最適  $U/C$  は1の点である。ここで、あるインペラに対し回転速度及びタービン入力エネルギーを変えずにタービン径を小さくした場合、1の点は2に移りタービン効率が低下する。従って同じ膨張比を得るためタービン入力エネルギーを増加せねばならぬから  $C$  が大きくなり  $U/C$  は更に3の点に移り更に効率が低下する。逆にタービン径を大きくした場合  $1 \rightarrow 2' \rightarrow 3'$  と移りやはりタービン効率が低下する。図10はこのことを書換えたもので、 $U/C$  を一定としブロワのすべり係数をパラメータとしてあらわしている。このようにインペラ径とタービン径はブロワ効率に関係なくその最適比が存在しタービン効率に大きい影響をもっている。以上のことは、静圧過給で全周流入の場合であるが、タービンを動圧で作動させた場合あるいは部分流入を行った場合は若干この最適組合せからずれるといわれている。しかし、実際には過給機設計に於てこれらの区別がな

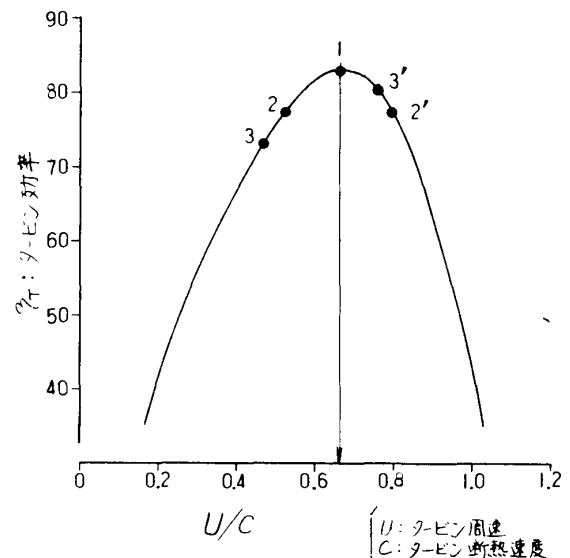


図9  $U/C$ —タービン効率線図

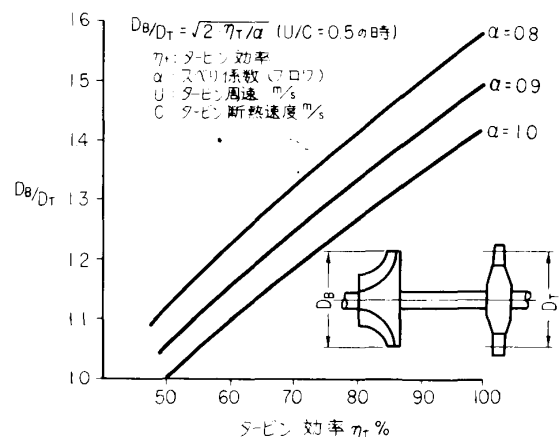


図10 ブロワとタービンのマッチング



れていないのが現状であり。正味平均有効圧力が高くなればこれらの差も無視できると考えられている。

## 5. む す び

以上定性的ではあるがマッチングとは何か又その手法について述べた。過給ディーゼル機関は性能に関与する要素が多く又複雑に関連し合っているため正確な性能計画が困難である。ここに経験値の必要性が生じ又機関性能シミュレーション等の手法が用いられているが、マッチングの問題をはじめとし画一的には行えない。しかし実機試験の繰返して個々の機関の性能を最良に調整し、汎用原動機としての特長をいかに発揮している。

最後に、過給ディーゼル機関は、往復動機械と高速回転機械を組合せた原動機であるため、それぞれの特長を充分生かすように、その設計計画段階から運転取扱に至るまで十分な注意を要することをつけ加えておく。

正 誤 表

ページ	行	誤	正
22	下2行	熱力学第二法則	熱力学第二法則
71	正誤表中図の右側の文章	ii) 左, 図に示す部分の実線部が Inc 713, 0-700 になっていたが下記の如く訂正 実線 Inc 713 → Inco 713 点線 U-T 00	ii) 左図に示す部分の実線部が Inc 713 および U-700 になっていたが下記の如く訂正 実線 Inc 713 → Inco 713 点線 U-700

# 超音速軸流圧縮機内の流れ

名古屋大学工学部航空学教室 大塚 新太郎  
同 上 橋 本 孝 明

## 1. ま え が き

軸流圧縮機の翼素に対する流れを超音速としても効率がそれほど悪くならない筈だということが論じられて以来<sup>(1)</sup>、超音速圧縮機は段あたりの圧力比が大きく、又前面々積あたりの流量も大きくとれることから、軽量小型大推力のエンジン用として有望視されている。

これまでの研究としては、NACA において1940年代後半から1950年代後半にかけて、主に Shock-in-Rotor 型と Impulse 型について組織的になされたものが有名であるが十分な性能が得られたとはいえない。かなり複雑で難しい問題を多く含んでいると言える。

わが国においては、超音速圧縮機に関する研究は余り多く行われていない<sup>(2)(3)(4)(5)</sup>。著者らは数年前からこの研究を行っており、実際に Shock-in-Rotor 型超音速圧縮機を試作し、各部の流れを詳細に調べた<sup>(6)</sup>。

ここでは、著者らの結果を交えて、超音速圧縮機（主に Shock-in-Rotor 型）内の流れについて考えてみた。超音速圧縮機の性能向上に少しでも役立てば幸いであると考えている。

## 2. 超音速動翼研究の動向

Shock-in-Rotor 型超音速圧縮機の安定作動状態は Normal Shock が動翼内スロート部より後にあるときであるが、最も効率の良い状態は丁度スロート部に Shockがある時である。実際にはこのような状態はあまりにぎりぎりの線であるので、スロート部よりごくわずかに後に Shock があるような状態をもって作動状態とするが、いずれにしてもこのような状態を作るためには、いわゆる始動の問題が存在する。つまり動翼を増速するだけでは不十分で、動翼内スロートが入口マッハ数によって決まる値（Kantrowitz の縮少比）より広くなければならない<sup>(7)</sup>。スロート面積がこれより小さい時には、図1に示すように Normal Shock が前縁に付着したままで流路内に送りこまれず、入口マッハ数に対応する Normal Shock 損失となって効率の極めて悪いものになる。（マッハ数の高いところに発生する Normal Shock は損失が大きい。）一たん Shock Waveが吸込まれてのち、背圧を上昇させ、Shock をスロート直後に安定させれば（図2）、そのマッハ数は入口マッハ数よりかなり低いため、Normal Shock 損失は少く、良好な性能が期待できる。

Shock が前縁に付着して、内部に吸込まれる際、何か不連続な現象、特性を示すのではない

かと心配されていたが、我々の経験も含めて、そういうことが起った例はないようである。

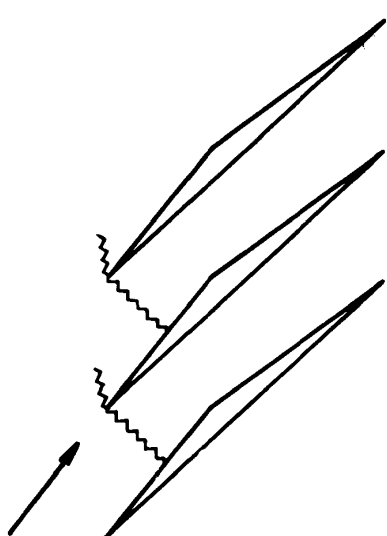


図1 動翼前縁の Normal Shock

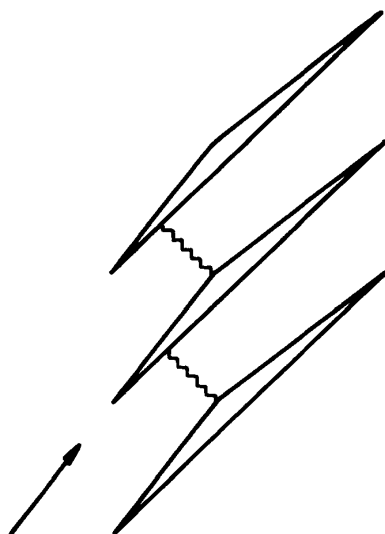


図2 動翼内の Normal Shock

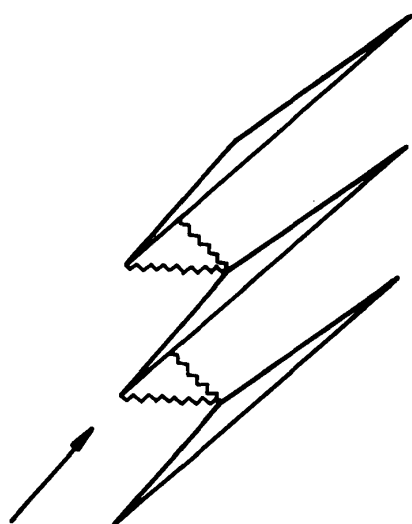


図3 Oblique Shock型

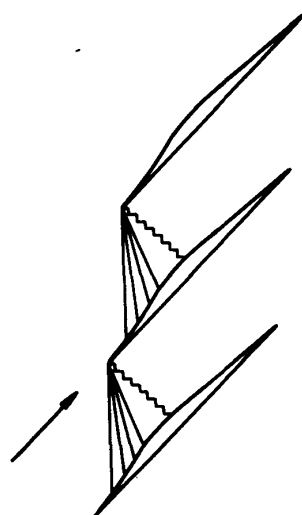


図4 スパイク型

性能がNormal Shockの強さに大きく左右されるので、Shock 前のマッハ数を減らすための動翼の形状の研究は重要である。図3と図4にOblique Shock 使用例とスパイク型を示す。後者はNACA で研究されたが予想されたような好結果が得られなかった。<sup>(8)</sup>これはスパイク部(背面部)のOblique Shock 群と境界層の干渉により、境界層のはく離が引き起こされ、思ったようなマッハ数低下が得られなかったことに原因があるようである。著者らは前者のような型を使った。これは入口部を直線にし、背面部に平行な気流を作

れば、上のような境界層と圧縮波の干渉が避けられ、入口マッハ数が前縁から出るOblique Shock によって減速され従ってNormal Shock の強さも弱くなり、ますますの結果を期待できる筈だからである。

Normal Shock 後の亜音速部を急激に拡げれば、境界層のはく離を生じ、全く性能の悪いものになってしまうことは、亜音速圧縮機と変わらない。特に Normal Shock で圧力が急上昇し、従って境界層のはがれやすい状態である。それゆえ、二次元的な拡がり(流れ方向)だけでなく、三次元的な拡がり(半径方向を考慮)に対する慎重な配慮が必要である。Normal Shock と境界層の干渉は極めて重大且つ大問題であるが、これからの研究が望まれる分野であろう。

これまで、Shock-in-Rotor について行われた実験は、機械的問題のためフロン-12 を作動流体としたものが多い。得られた性能は1段あたりの圧力比2付近がほとんどで、効率は動翼のみについて75～80%程度である<sup>(9)(10)(11)</sup>。亜音速圧縮機に比して、段あたりの圧力比の増加を考えにいれても、効率がやや悪いようである。この効率の良くない原因としてはいろいろ考えられてはいるが、決め手となるものははっきりしない。これまでに、動翼内に Shock を持つことからくる半径平衡の問題、Shock と境界層の干渉、および亜音速部の拡散の問題等が挙げられている。しかしいずれについてもこれから残された課題である。

### 3. 著者らの研究の紹介

著者らは Shock-in-Rotor 型超音速圧縮機を試作し、各部の流れを詳細に計測した。断面略図を図5に示す。設計目標性能を表1に示す。

**3.1 動翼と静翼** 動翼前後の速度三角形は入口と出口で単純半径平衡理論を用い、半径方向に仕事一定とした。断面は超音速ディフューザ理論から決定された。亜音速部の拡散が急になるのを防ぐため内壁を外壁方向に絞った。前縁は $10^\circ$ のくさびを採用した。そしてOblique Shock を発生させ、スロート後のNormal Shock で亜音速に落すことを想定した。(図6, 図7)

転向角が非常に大きいので、流れを軸方向に戻すのに2段の後置静翼を用いた。これらは後流

表1 設計目標性能

Design specifications	
Gas	air
Rotational speed of rotor	36000 r.p.m.
Inlet pressure	$6100 \text{ kg/m}^2$
Inlet temperature	$288^\circ\text{K}$
Weight flow	$2.6 \text{ kg/s}$
Total pressure ratio	2.0
Adiabatic efficiency	80%

表2 静翼詳細

		Tip (r=117.6mm)	Mean (r=108.0)	Hub (r=98.4)
the 1st row	S	36.95mm	33.93	30.91
	profile	NACA65-808	NACA65-708	NACA65-(9.4)08
	$\gamma$	$34^\circ 50'$	$34^\circ 28'$	$36^\circ 03'$
	1/s	1.0	1.089	1.195
the 2nd row	1	36.95mm	36.95	36.95
	profile	NACA65-(16)08	NACA65-(16)08	NACA65-(16)08
	$\gamma$	$11^\circ 58'$	$11^\circ 58'$	$11^\circ 58'$
	1/s	1.0	1.0	1.0
	1	36.95mm	33.93	30.91

トラバースのため、環状リングに取付けられ周方向に移動できる。(表2)

動翼前後及び静翼後には円柱型三孔ヨーメーター<sup>(12)(13)</sup>と温度プローブ<sup>(14)</sup>をおき、半径方向にトラバースし流れを計測した。また圧縮機外筒内壁に静圧孔を設け(図5中の1～19の数字で軸方向位置を示す)、動翼内の流れの推測の助けとした。

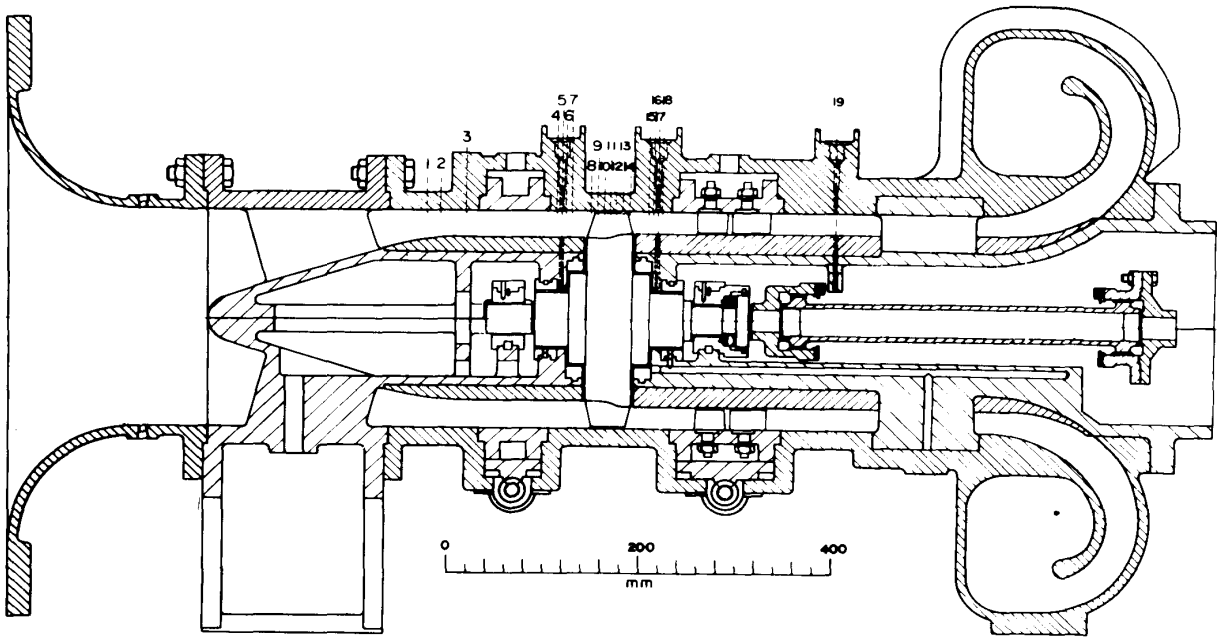


図5 圧縮機断面略図

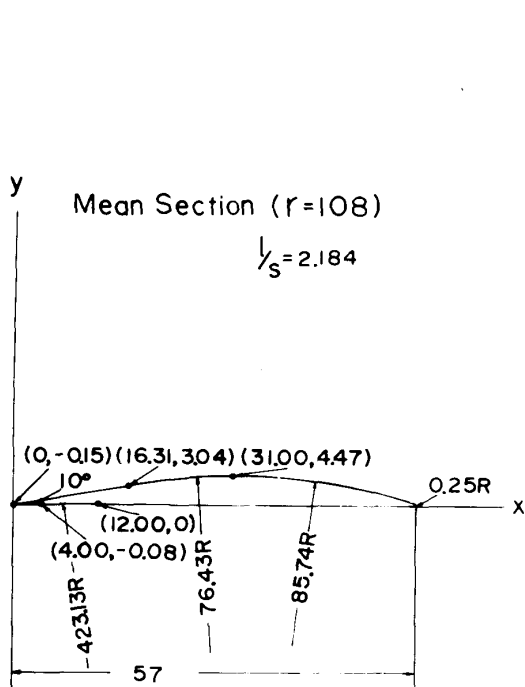


図6 動翼断面

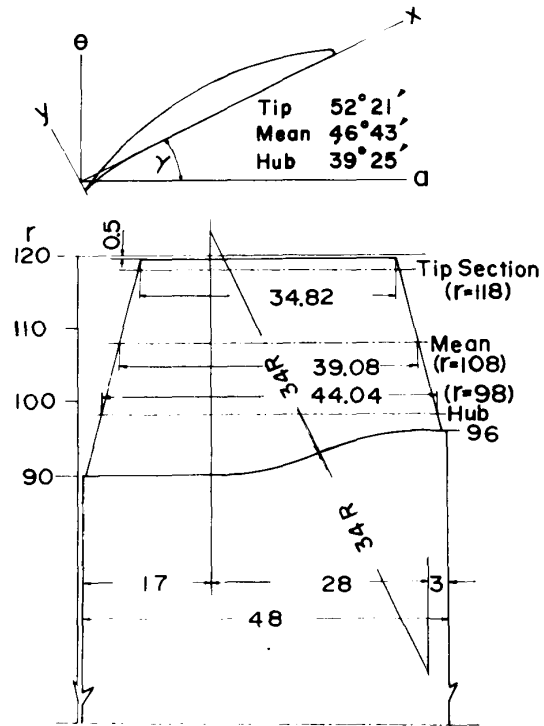


図7 動翼詳細

### 3.2 実験経過

(1) 動翼回転数を一定にし、圧縮機がサージングを起す直前まで入口の弁を絞り、相対的に背圧を高めていった。

(2) 絞りをサージング近くに設定し、回転数を連続的にあげ、動翼の加速の様子をみた。

### 3.3 結果と考察

3.3.1 全体性能 総圧比と断熱効率を図8、図9に示す。計算に使う動翼出口の総圧、総温は mass-weighted average した値である。動翼が完全に Shock を吸込んでいれば、(1) 背圧の変化に対して流量は変化せず (2) 最高効率は最高圧力比で得られる<sup>(9)</sup>はずである。この結果には両者の条件が共に満足される回転数はない。しかし修正回転数<sup>(15)</sup>  $N_R = 36,600, 37,600 \text{ r.p.m.}$  では(2)の条件に合っており、(少くとも翼高の大部分にわたって)動翼は Shock を吸込んでいると思われる。上記(1)が完全でないのは (1) Shock の吸込みが全翼高にわたって完全でなく、(2) 環状通路の hub と tip における境界層及び動翼面上の境界層を通して背圧の変化が前方に伝わるため、と考えられる。

得られた総圧比は約 1.9 1 で、1 段の断熱効率は約 0.67 であった。

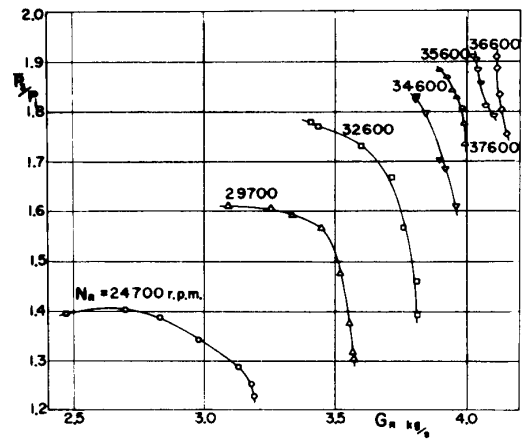


図8 総圧比～流量

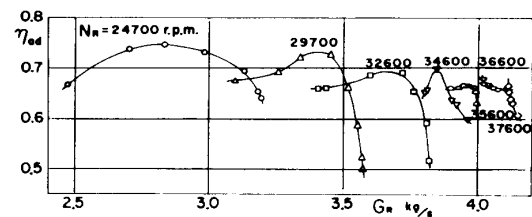


図9 断熱効率～流量

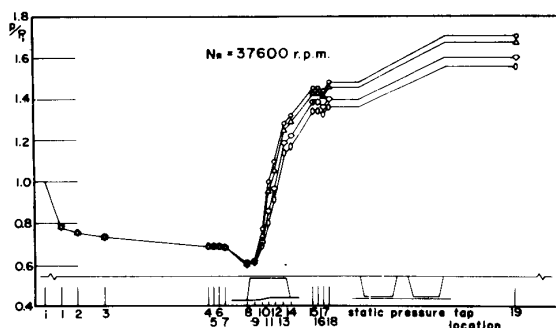


図10. 背圧の変化による壁圧の変化

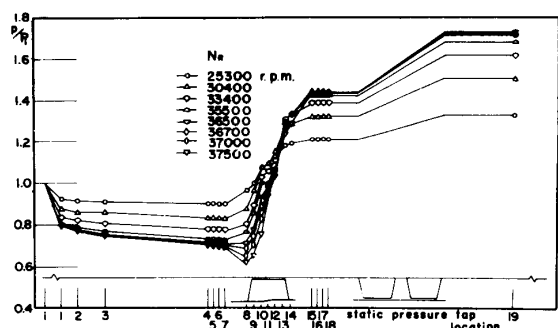


図11. 回転数の変化による壁圧の変化

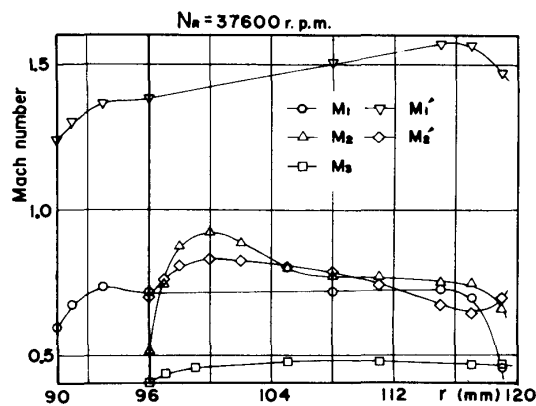
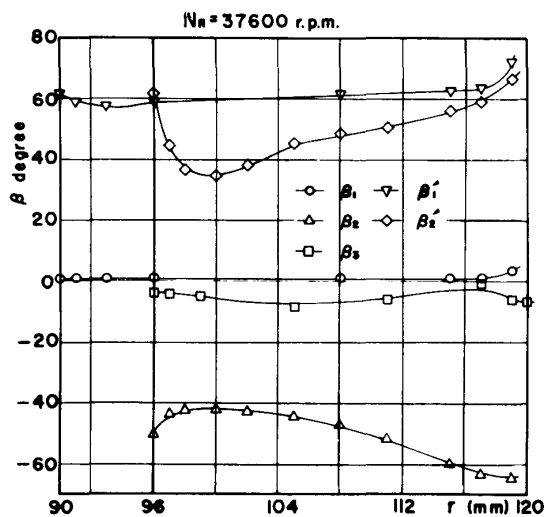
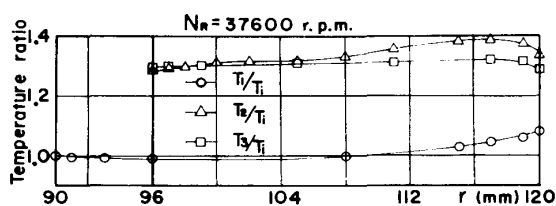


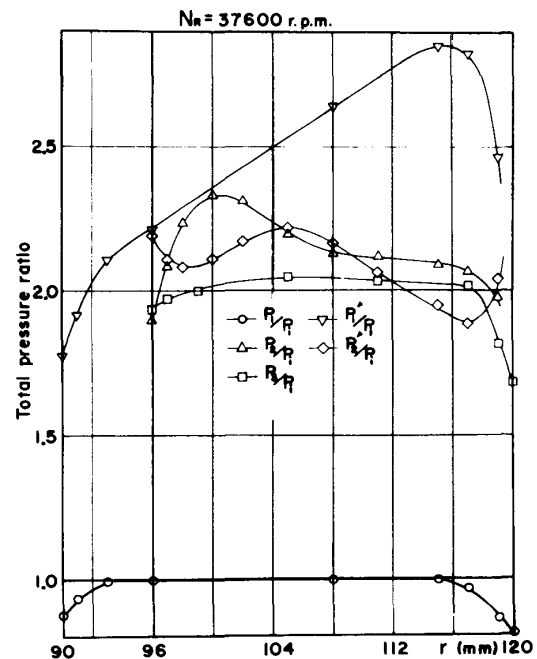
図 12. (a) Mach 数の半径方向分布  
( $N_R = 37,600$  r.p.m.)



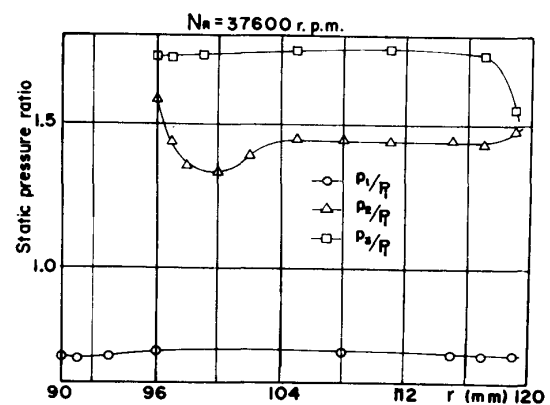
(c) 流れ角の半径方向分布  
( $N_R = 37,600$  r.p.m.)



(e) 総温の半径方向分布  
( $N_R = 37,600$  r.p.m.)



(b) 総圧の半径方向分布  
( $N_R = 37,600$  r.p.m.)



(d) 静圧の半径方向分布  
( $N_R = 37,600$  r.p.m.)

図 10 に示すように、背圧に拘らず動翼内で圧力上昇があり、動翼前は背圧の影響をほとんど受けていない。従って動翼は超音速ディフューザーとして作動していると考えてよい。図 11 はサージング点付近で、回転数を変えた結果である。回転数につれ、圧力比は上昇するが、

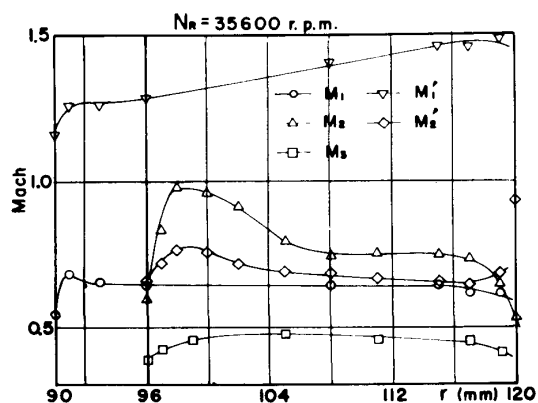
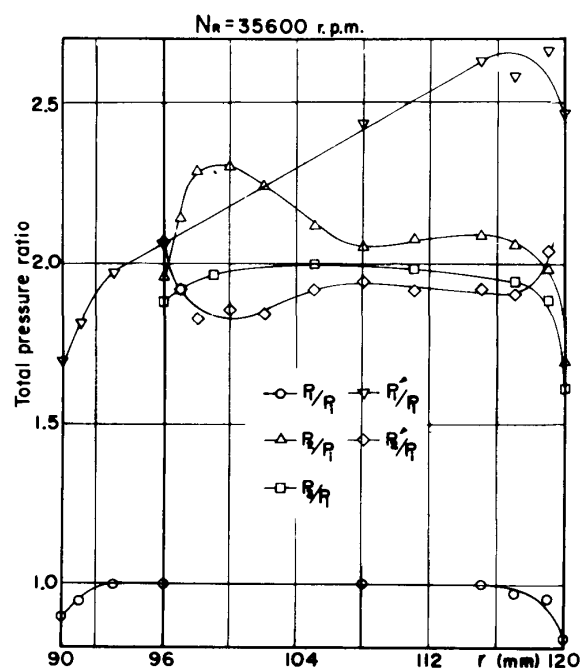
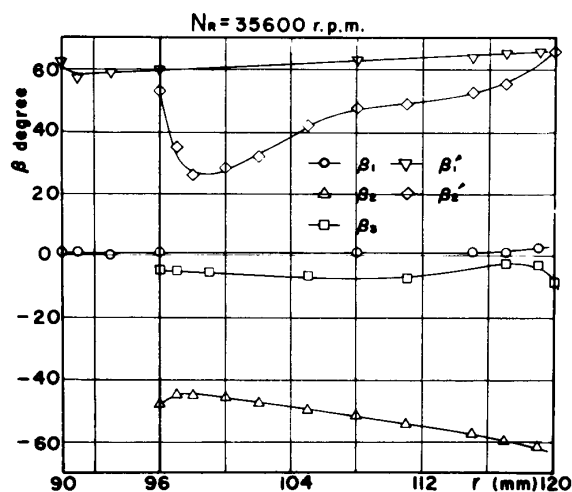


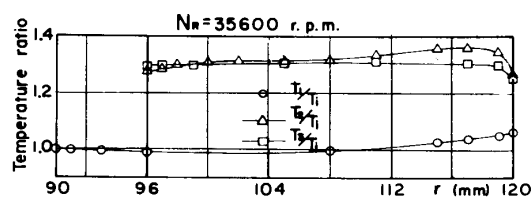
図13. (a) Mach数の半径方向分布  
( $N_R = 35,600$  r.p.m.)



(b) 総圧の半径方向分布  
( $N_R = 35,600$  r.p.m.)



(c) 流れ角の半径方向分布  
( $N_R = 35,600$  r.p.m.)



(d) 静圧の半径方向分布  
( $N_R = 35,600$  r.p.m.)

(e) 総温の半径方向分布  
( $N_R = 35,600$  r.p.m.)

$N_R = 36,500$  r.p.m. 以上ではほとんど変わらない。

3.3.2 動翼と静翼の性能 図12(a)(b)(c)(d)(e), 図13(a)(b)(c)(d)(e)に結果を示す。  
絞りはサージング付近である。



低回転数では入口相対マッハ数 $M_1'$ が低く、相対入口角 $\beta_1'$ が大きいいため、動翼前縁で Detached Shock が発生していると思われる。高回転数では $M_1'$ と $\beta_1'$ は設計値に近く、動翼は超音速ディフューザとして作動していると考えられる。

動翼出口において、hub 付近にマッハ数の高い領域があらわれている。これは動翼内で Shock 後の亜音速部を tip 方向に絞った影響か、或いは Shock 後の半径平衡の異状によるものと思われる。そして高出口マッハ数 $M_2$ と小さな絶対流出角 $\beta_2$ のため、静翼に対し負の迎角となる。それゆえ、静翼前の流路は静翼内スロート部より大となり、チョークを起して静翼の性能を悪くしている可能性が強い。

なお  $N_R = 37,600 \text{ r.p.m.}$  の最大圧力比で動翼のみの断熱効率 $\eta$ は約 0.76、静翼のみのそれは約 0.70 であった。

動翼前の境界層厚さは通路巾に対し、約 27% を占め、性能にかなりひびいているかも知れない。

全体性能が悪いことには、さらに Shock と翼面境界層の干渉によるはく離等も関係しているものと思われる。

### 3.3.3 ま と め

[1] 動翼は超音速ディフューザとして作動した。1 段あたり総圧比 1.91、断熱効率約 0.67 が得られた。

[2] 効率の悪かった原因として考えられる事柄を列記すると、

- 1) 動翼入口環状通路境界層が厚い。
- 2) 動翼入口に Detached Bow Wave が残っている。
- 3) hub 付近の動翼の拡散作用が十分でなく、従って hub 付近の静翼の性能が悪い。
- 4) Shock と翼面境界層の干渉によるはく離の存在が想像される。

## 4. 討 論

著者らの設計した超音速圧縮機は効率が思ったほど良くなかった。改善された設計方法を確立することが必要であるが、それには超音速圧縮機のデータの蓄積と流れの一層の研究が望まれる。

著者らは、Shock-in-Rotor 型のように動翼内に Shock を持つ場合、流れがその前後で急激な変化をするから、半径平衡の条件は動翼内においても十分に、いや十二分に考慮されなくてはならないと痛感している。(著者らの試作機では動翼内のことは全く考えず、動翼前後で考慮しているだけである。)

動翼内の流れを一般に三次元流れとして解くことは至難である。そこで著者らは次の簡単化を考えた。

- [1] 動翼の枚数が多く、流れは軸対称流として扱う。(但し、翼の厚さは翼内流路と翼厚の比

という形で考慮する。)

(2) メリディアン(子午的)流線は軸に平行である。

このような仮定で果たして妥当な答が得られるか否かわからない。しかし数学的取扱いの困難さのゆえに、やむを得ずあえてこのような仮定をおいて研究をすすめているわけである。残念ながらまだ公に発表できるまで研究が進んでいない。しかし少しずつ成果はあがりつつあると言えよう。

## 5. む す び

超音速圧縮機には、内部流動等まだ問題点が非常に沢山残っている。しかしこれら問題点を1つずつ解決してゆけば必ずや十分効率の良いものが得られるものと確信している。

## 6. 記 号

$G_R$ : 修正重量流量	$P'$ : 相対流に対する総圧	$\beta'$ : 相対流れ角
$l$ : コード	$\bar{P}$ : mass-weighted average した総圧	$\eta_{ad}$ : 断熱効率 添 字
$M$ : 絶対 Mach 数	$r$ : 半 径	$i$ : 入口渦み状態
$M'$ : 相対 Mach 数	$S$ : スペーシング	1 : 動翼前
$N_R$ : 修正回転数	$T$ : 総 温	2 : 動翼後
$p$ : 静 圧	$\beta$ : 絶対流れ角	3 : 静翼後
$P$ : 総 圧		

## 参 考 文 献

1. Arthur Kantrowitz ; NACA Report 974 ; 1954
2. 山口 ; 機械学会誌, 63-499 ; 昭35
3. 山口 ; 機械学会論文集, 28-195 ; 昭37
4. 山口 ; 機械学会論文集, 29-201 ; 昭38
5. 永野, 六反田, 村島 ; 第11回航空原動機に関する講演会(機械学会, 航空学会共催) ; 1971
6. S.Otsuka, T.Hashimoto, S.Yamaguchi, S.Yokoi, H.Kishimoto and S.Futsukaichi ; JSME-4 (Tokyo Joint International Gas Turbine Conference and Products Show) ; 1971
7. Arthur Kantrowitz and Coleman dup. Donaldson ; NACA-ACR-L5D20 ; 1945
8. Lawrence J. Jahnsen and Melvin J.Hartmann ; NACA-RM-E-54G27a ; 1954
9. John R. Erwin, Linwood C.Wright and Arthur Kantrowitz ; NACA-RM-L6JO1b ; 1946
10. Irving A. Johnsen, Linwood C.Wright and Melvin J.Hartmann ; NACA-RM-E8GO1 ; 1949
11. Harold Lown and Melvin J.Hartmann ; NACA-RM-E51HO8 ; 1951
12. 大塚, 橋本, 二日市, 横井 ; 日本航空宇宙学会誌 19-210 ; 1971
13. 橋本, 大塚, 二日市 ; 日本航空宇宙学会誌 21-233 ; 1973
14. 橋本, 大塚 ; 第10回日本航空宇宙学会中部関西支部合同秋季大会にて講演予定 ; 1973
15. R.S.Capon and G.V.Brooke ; British ARC-RM-1336 ; 1930

# 研究速報

## 翼まわりの非定常境界層について

トヨタ自動車工業㈱  
東 富 士 研 究 所  
東 京 大 学 大 学 院  
東京大学生産技術研究所  
全 上

佐々木 祥 二  
筒 井 康 賢  
遠 藤 敏 彦  
水 町 長 生

### 1. はじめに

非定常な流れを扱った研究は従来から多くなされており，非定常境界層の研究も多い。そのほとんどが理論的な容易さから層流の境界層を扱ったものであり，中でも平板の層流境界層<sup>(1)(2)(3)</sup>を扱ったものが多く，その他には円柱まわりの境界層の研究等<sup>(4)(5)</sup>がある。本研究では一様変動流中においた翼まわりの非定常境界層の考察を目的としている。Lighthill の低周波層流理論<sup>(6)</sup>においては非定常成分を4次式に近似しているが，さらに一つの境界条件を満足させるために，5次式に近似して理論計算を行い，また高周波近似として知られる shear wave の解とともに実験値と比較をした。

### 2. 式の誘導

二次元，非圧縮性，非定常の境界層では，次の連続式と運動の式が成立する。

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad \dots\dots\dots (2)$$

境界条件は，

$$y = 0 : u = v = 0 ; y \rightarrow \infty : u \rightarrow U(x, t) \quad \dots\dots\dots (3)$$

である。ここに， $x$ は物体表面に沿った距離， $y$ は物体表面の法線方向距離である。 $u$ ， $v$ はそれぞれ $x$ 方向， $y$ 方向の速度であり， $U$ は境界層外の世界速度である。また $t$ は時間， $\nu$ は流体の動粘性係数である。Lighthill は $u$ ， $v$ および $U$ の小さな変動を考え次のようにおいている。

$$\left. \begin{aligned} u &= u_0(x, y) + \varepsilon u_1(x, y) e^{i\omega t} \\ v &= v_0(x, y) + \varepsilon v_1(x, y) e^{i\omega t} \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$\left. \begin{aligned} U &= U_0(x) + \varepsilon U_0(x) e^{i\omega t} \\ V &= U_\infty + \varepsilon U_\infty e^{i\omega t} \end{aligned} \right\}$$

ここに、 $u_0, v_0$  は定常解、 $\varepsilon$  は微小量、 $i$  は虚数単位、 $\omega$  は一様流変動の角速度、そして  $V$  は一様流の速度である。式(4)を式(1)(2)に代入し、 $\omega$  の一次の項のみをとると、 $u_1$  に関する線形化された微分方程式が得られる。Lighthill は  $\omega$  の小さい場合に次のようにおいている。

$$(u_1, v_1) = (u_s, v_s) + i\omega(u_2 + v_2) \dots\dots\dots (5)$$

$(u_s, v_s)$  は次式で与えられる。

$$u_s = u_0 + \frac{1}{2} y \frac{\partial u_0}{\partial y}, \quad v_s = \frac{1}{2} (v_0 + y \frac{\partial v_0}{\partial y}) \dots\dots\dots (6)$$

式(5)を前述の  $u_1$  に関する線形化された微分方程式に代入すると、 $u_2$  に関する線形微分方程式が得られる。これを Kármán - Pohlhausen の方法で解くために積分すると次式を得る。

$$\begin{aligned} \nu \left( \frac{\partial u_2}{\partial y} \right)_{y=0} &= \frac{1}{2} \int_0^\infty (U_0 - u_0) dy + \left( U_0 \frac{d}{dx} - i\omega \right) \int_0^\infty u_2 dy \\ &\quad - 2 \frac{d}{dx} \int_0^\infty u_0 u_2 dy \dots\dots\dots (7) \end{aligned}$$

ここで、Lighthill は  $u_2$  を次のようにおいている。

$$u_2 = (U_0 \delta^2 / \nu) (1 - \eta)^2 \left\{ A\eta + \left( 2A - \frac{1}{2} \right) \eta^2 \right\} \dots\dots\dots (8)$$

ここに、 $\delta$  は境界層厚さであり、主流の変動を小さいものとし、厚さの変動は考えず、平均流速で決まる境界層厚さを用いている。また  $\eta = y/\delta$  である。なお式(8)は次の条件を満足している。

$$\begin{aligned} y=0 : u_2 &= 0, \quad \nu \left( \partial^2 u_2 / \partial y^2 \right) = -U_0 \\ y=\delta : u_2 &= 0, \quad \partial u_2 / \partial y = 0 \dots\dots\dots (9) \end{aligned}$$

さて、定常解は  $y=\delta$  において  $\partial^2 u_0 / \partial y^2 = 0$  を満足しており、なめらかに主流に一致するためには非定常成分  $u_2$  も  $(\partial^2 u_2 / \partial y^2)_{y=\delta} = 0$  を満足すべきであるが、式(8)では満足していない。そこで、我々は式(9)の条件のほか  $(\partial^2 u_2 / \partial y^2)_{y=\delta} = 0$  を満足させるために  $u_2$  を 5 次式に近似し次のようにおいた。

$$u_2 = (U_0 \delta^2 / \nu) (1 - \eta)^3 \left\{ A^* \eta + \left( 3A^* - \frac{1}{2} \right) \eta^2 \right\} \dots\dots\dots (10)$$

式(10)を式(7)に代入すると  $A^*$  を決定する次式が得られる。

$$\begin{aligned} A^* &= \frac{36 - A}{240} - \frac{12A^* - 1}{120} \left( A + i\omega \frac{\delta^2}{\nu} \right) \\ &\quad - \frac{1}{U_0 \delta} \frac{d}{dx} \left\{ \left( \frac{8A^* - 1}{315} + A \frac{38A^* - 3}{15120} \right) \frac{U_0 \delta^3}{\nu} \right\} \dots\dots\dots (11) \end{aligned}$$

ここに,  $A = (\delta^2/\nu)(dU_0/dx)$  である。

Lighthill の計算と本研究の計算を比較するために, 円柱まわりの速度を  $U_0 = 2U_\infty \left\{ \frac{x}{R} - \frac{1}{6} \left( \frac{x}{R} \right)^3 \right\}$  で近似した場合の  $u_2$  の計算値を図1に示す。図中, 堀<sup>(7)</sup>の理論は  $u_2$  を  $x$  のべき級数で表わして求める方法であり, 激み点付近では厳密解である。

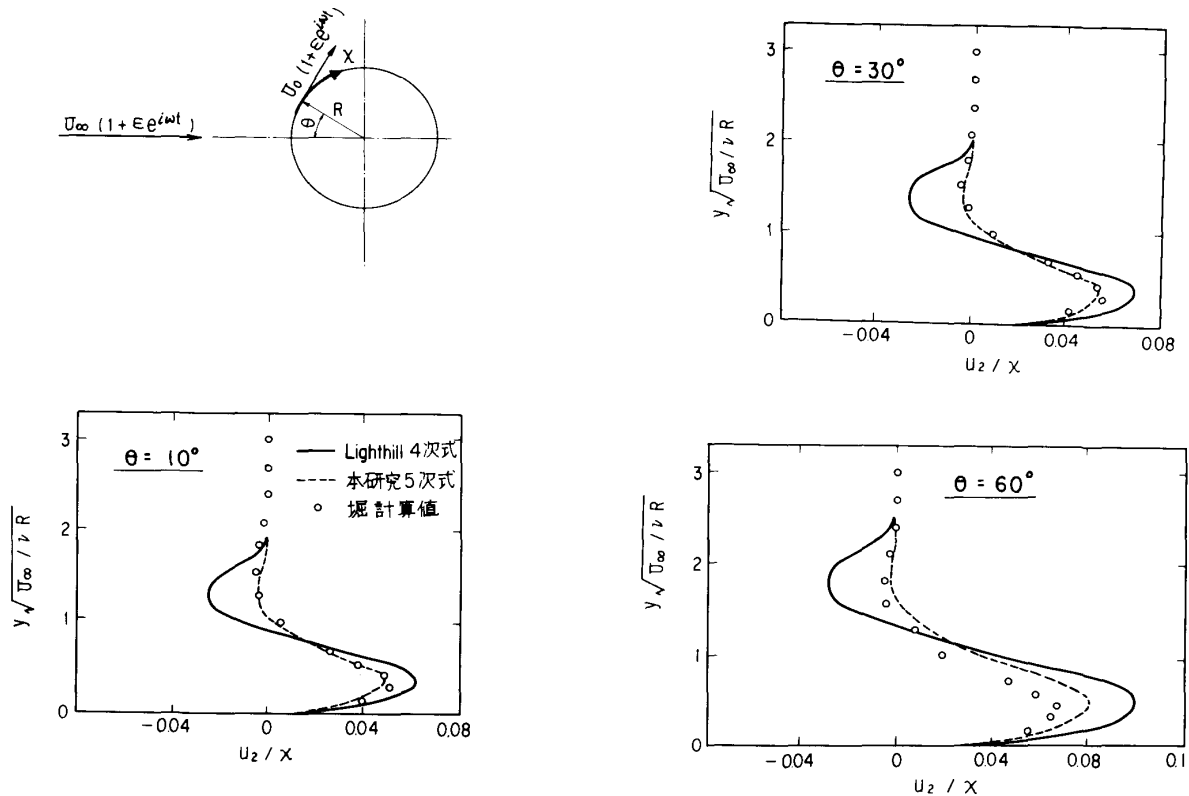


図1 円柱まわりの流れ

### 3. 実験装置と実験結果

境界層内の速度分布の測定には図2に示す特殊な形状の熱線プローブを用いた。翼について測定を行う前に上記の熱線プローブで平板の境界層速度分布の測定を行ない, 低流速域での性能や, 熱線を壁に近づけることによる影響等の要因が実際の測定に問題とならないことを確めた。実際に用いた翼形の原形はNACA 65-010であり, 木製であるため強度の問題で後縁を  $2.5R$  に丸めてあるが, 最大厚さ  $25\text{ mm}$ , 弦長  $222.5\text{ mm}$  である。翼の一部に厚さ  $0.1\text{ mm}$  のアルミテープを貼り, 熱線を翼面に近づけたとき, 保護棒が翼に接したことを電氣的に知ることができるようにした。翼は迎え角なしに変速風洞に取り付けられ, 主流測定用と境界層内流速測定用の二本の熱線が用いられ, それから得られた流速は電磁オシログラフに記録される。また境界層測定用のプローブは任意の弦方向位置で, 弦に垂直な方向にマイクロメータで移動することができる。

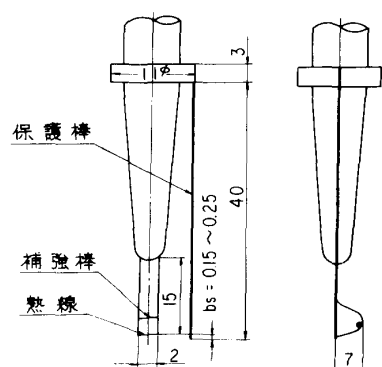


図2 熱線プローブ

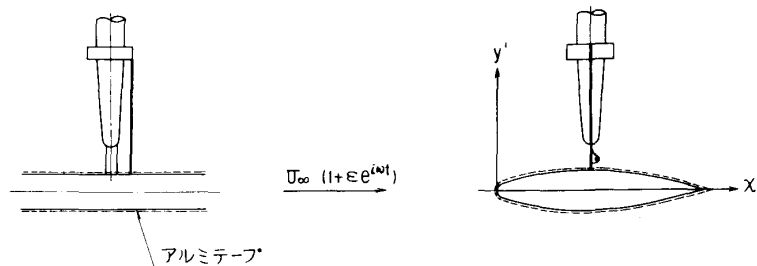


図3 実験装置概略

$x$  および  $y$  は前に定義したが、実験では図3に示されるように  $(x', y')$  を用いている。 $x'$  は前縁から弦方向にとった距離、 $y'$  は翼表面からの  $x'$  軸に垂直にとった距離である。測定箇所は  $x' = 50, 100, 150 \text{ mm}$  であり、 $x' = 100 \text{ mm}$  は最大厚みとなる個所である。実験結果を図

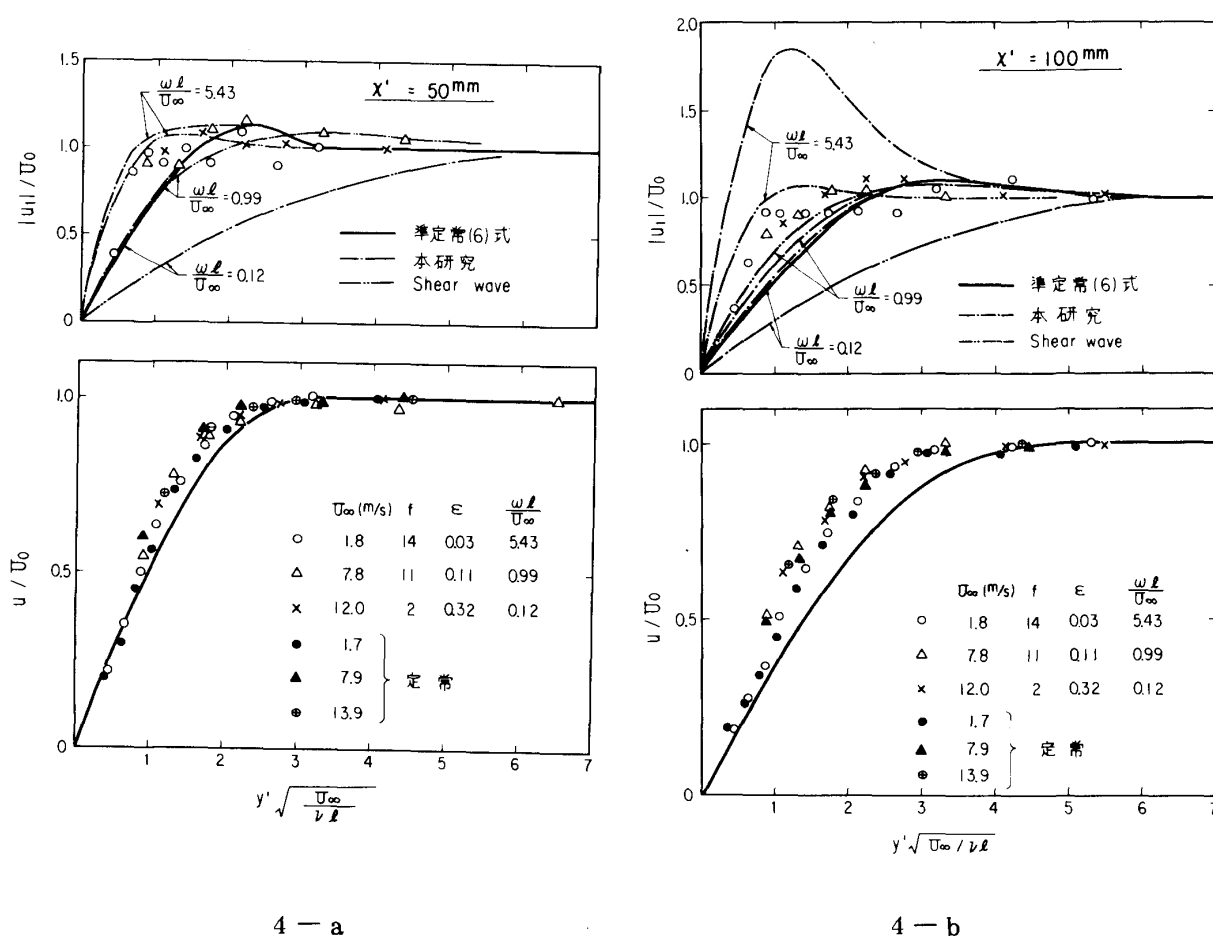


図4 翼まわりの速度分布

4に示す。図中曲線は計算値であるが、これは $y$ で計算した。測定点における $y$ と $y'$ の差は2%以下である。境界層内の平均速度分布は Kármán - Pohlhausen の方法で計算したが、それに必要なポテンシャル流れの計算は、翼形を等しい最大厚さと弦長を持つ楕円に近似して行った。それによる速度分布の誤差は NACA 65-010 に較べて  $x' = 150 \text{ mm}$  より前方では2%以下である。また図中二点鎖線は shear wave の解  $u_1/U_0 = 1 - \exp \left\{ y \sqrt{\frac{i\omega}{\nu}} \right\}$  である。 $u/U_0$  には、定常の速度分布をも示してあるが、非定常の場合の平均速度分布とよく一致する。本研究の低周波理論は、周波数パラメータ  $\omega \ell / U_\infty$  が比較的に小さい場合に適用されるが、周波数パラメータが大きい場合および前縁からの距離、即ち無次元境界層厚さ  $\delta U_\infty / \nu$  が大きい場合は、非定常成分  $u_2$  の評価が大きすぎて、実験値とのずれが大きくなる。そういう領域では shear wave の解がむしろ近い値を与える。

#### 4. む す び

- (1)  $u_2$  を5次式に近似し、 $(\partial^2 u_2 / \partial y^2)_{y=\delta} = 0$  を満足させることにより、円柱まわりの流れでは厳密解により近い近似解が得られた。
- (2) 翼のまわりの流れでは、平均流速は定常の速度分布とよく一致する。
- (3) 非定常成分は、周波数パラメータおよび無次元境界層厚さが小さい場合に本研究の解が適用され、これらが大きくなると実験値より大きな値を与え、むしろ shear wave の解に近い値を与える。

#### 参考文献

- |  |  |
|--|--|
| (1) Hill, P.G. & Stenning, A.H., Trans. ASME, Ser. D, 82-3(1960), 593    | (5) Mei, V.C. & Currie, I.G., Physics of Fluids, 12(1969-11), 2248                                   |
| (2) Miller, J.A. & Fejer, A.A., J. Fluid Mech. 18, 1964, 438             | (6) Lighthill, M.J., Proc. Roy. Soc. London, Ser. A 224(1954), 1                                     |
| (3) Ackerberg, R.C. & Phillips, J.H., J. Fluid Mech. 51, Pt. I 1972, 137 | (7) 堀, 機械学会論文集, 27-174(昭 36-2), 167; 27-177(昭 36-5), 564, 27-177(昭 36-5), 573; 27-183(昭 36-11), 1731 |
| (4) 堀, 機械学会論文集, 28-192(昭 37-8), 890                                      |  |

# 高速回転するラビリンスシールの漏れ特性

慶応義塾大学工学部 小茂鳥 和 生  
三 宅 園 博

## 1. 緒 言

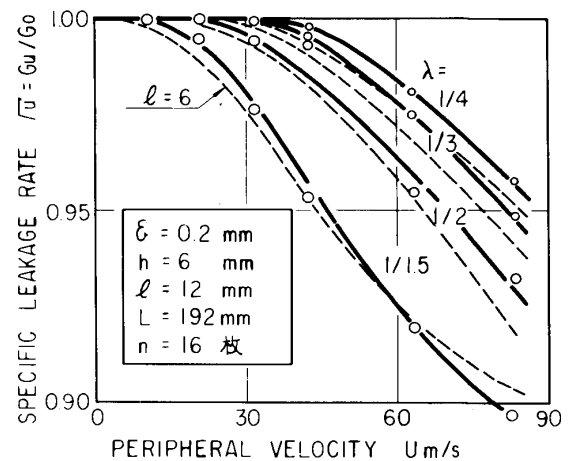
ラビリンスシールはガスタービンにおいても軸あるいは段落間シールなどの面で広く用いられている。その研究は理論的、実験的に数多く行なわれ、一般的には設計に際し特に変わった形状でない限り、漏れ量を予測することが可能になっている<sup>(1)(2)</sup>。しかしながらそれらの研究では大部分が回転の影響を考慮しておらず、また比較的低回転速度においては回転の影響を無視できることが知られている。

著者らはこれまでに直通形ラビリンスについて周速 120 m/s までの実験的研究を行ってきた。図 1 (a)(b)はその結果の例である。縦軸 $\Gamma_U$ は圧力その他の条件が同一の場合における回転時と、静止時の漏れ量  $G_U$ ,  $G_0$  の比であり、回転による漏れ量変化の割合を表わしている。これを回転比漏れ量と呼ぶ。

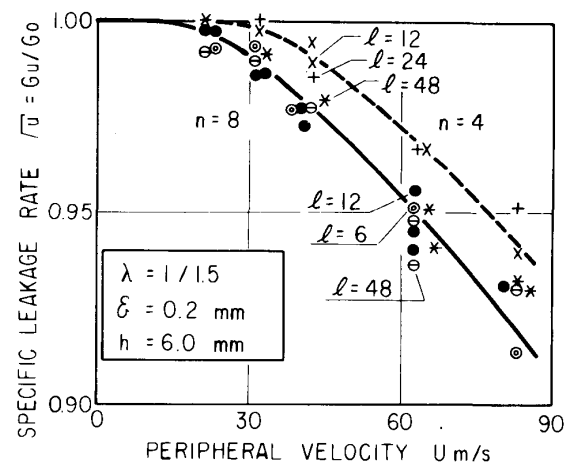
$$\Gamma_U = G_U/G_0 \dots\dots\dots (1)$$

さてこれらの図から、漏れは低速では回転によりほとんど変化しないが、一定速度を越えると回転の増加と共に減少していくことが確かめられた。図中入は圧力比 $\ell$ は絞り片ピッチである。

一方ガスタービンではシール部分が一般に高速であり、特に段落間のシールでは前記周速をはるかに上まわる値に達しているが、そのような高速の漏れ特性について実測した例は無い。そこで著者らはかねてから、最高周速 300 m/s を目標とし、直通形だけでなく、くい違い形やさらに複雑な形状についても実験の可能な装置を計画してきた。高速回転に伴う実験



(a)



(b)

図1 ラビリンス先端周速と比漏れ量の関係



上の困難が多く、現在ようやく直通形について周速200m/sまでの測定ができた段階であるが、ここにその概要を紹介する。

## 2. 実験装置

実験装置についてはこれまでの経験から高速回転に伴う考慮がはらわれているので、やゝくわしく述べたい。図2はラビリンス部分、図3は装置全体の概要である。

今回の実験では直通形だけでなく、くい違い形についても実験できるように考慮し、ケース③は2つ割りとし、さらに2つ割りにしたラビリンス外環②が組み込まれている。絞り片を削り出した外環を用いることによりくい違い形ラビリンスを形成することができる。高圧ガスはケース中央に導かれ、ここから左、右2組のラビリンスを経て低圧室④に漏れ出し、さらに流量測定用のノズルに導かれる。低圧室はラビリンス⑦により外部と遮断されているが、水柱200mm以下の低圧であるため、ここからの漏れは無視できる。軸受⑥はラビリンスのケースと離して配置してあるが、これは高圧給油されている潤滑油がラビリンス部分に漏れ出し、ラビリンスすき間に附着し、シール性能に影響を与えることを避けるためである。

全ラビリンスすき間が一様に保たれ、かつ偏心の無いように、設計と工作には十分の注意がはらわれている。組み立て後に偏心の有無が測定できるように、ケースには3ヶ所窓が開けられている。さらにここに回転中のすき間の変動を実測するために微小変位計を取り付ける予定である。また軸とロータは組み立てた状態で十分なダイナミックバランスがとってある。

ラビリンスロータの駆動には30,000rpm程度の高速を目指したために空気タービンを用い

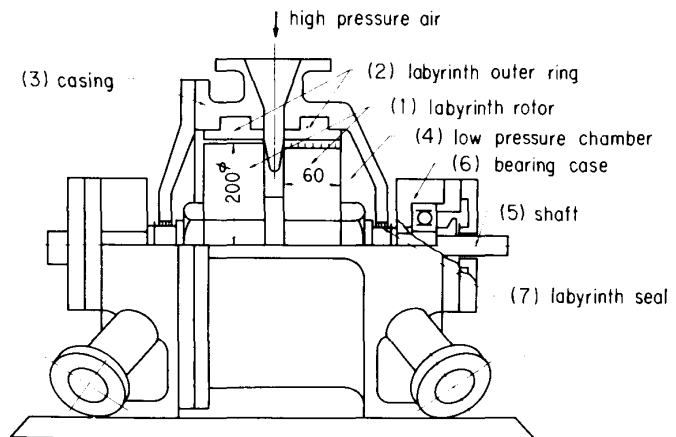


図2 回転ラビリンス部分詳細

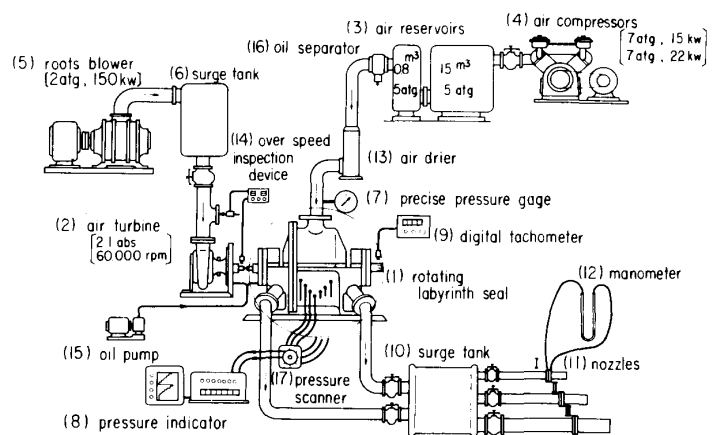


図3 実験装置の概要

た。タービンは石川島播磨製ディーゼル機関排気ターボ過給機用を利用し、ルーツ圧縮機から導かれた空気により駆動される。

高速回転である為の安全装置に意を用い、タービン側に設けた回転に対する電磁ピックアップとソレノイドにより、タービン駆動用空気の入口近くの管壁に設けたアルミ箔を破り、急速に圧力を落せるようにしてある。漏れ流体として乾き空気を用い、入口直前の導管内静圧を入口圧とし、その測圧は長野計器製の精密ブルドン管圧力計によった。圧力分布測定のためにケース側に10点の測圧孔が設けてあるが、この圧力は圧力走査弁を経て電磁式圧力変換器を通し、自記させるようにした。

### 3. 実験結果

高速回転を継続しながら漏れ量を計測していくと、圧力、回転速度などが全く同一であっても漏れ量が次第に減少していく。検討の結果これはラビリンスロータの摩擦発熱により、ロータ温度が上昇し、熱膨張の結果すき間面積が減少するためであると推測された。ロータがアルミニウム合金で作られているためこの影響は特に大きく生ずる。そこでこれをさけるためにある回転速度での漏れ量  $G_U$  を測定すると直ちに回転を止め、温度条件の変らないと見られる状態で静止時の漏れ量  $G_0$  を測り、前述の式(1)により  $\Gamma_U$  を求め、これを以て回転の効果を表わした。

図4は直通形に対する実験結果の例である。一定の周速に達するまで漏れ量の変化は殆んど無く、以後周速の増加と共に漏れが減少していく傾向は、図1に示した別装置による実験結果と変わらないが、さらに前回の実験周速を越えてもなお、 $U = 200 \text{ m/s}$  まで漏れは単調に減少し続けている。今回のデータを図1と比較して、全般的傾向は変らない。 $\Gamma_U$  の絶対値はやや異なるが、未だ実験数が少なく、これを詳細に論ずる段階ではない。

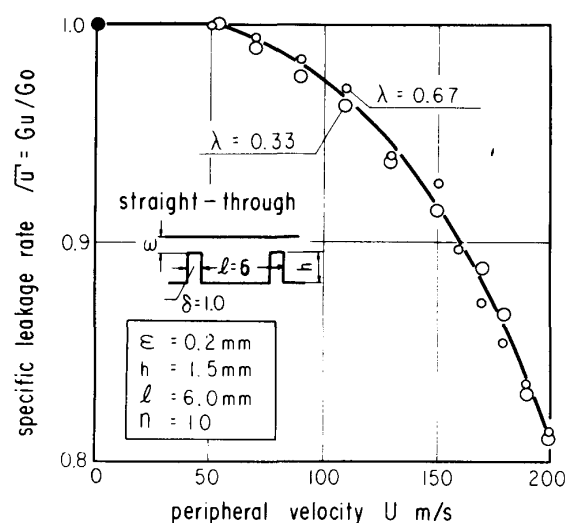


図4 ラビリンス先端周速と比漏れ量の関係

しかし、漏れ量が回転速度の増加と共に減少する事実は重要であり、高速回転時のシール設計に当り、考慮に入れて良いことであろう。

終りに本研究の装置につき石川島播磨重工技術研究所、浜島部長・小松崎主任研究員の御支援を受けた。記して感謝の意を表わす。

### 文 献

- (1) 小茂島, 非接触シール論, (昭48) コロナ社
- (2) Trutnovsky, K., Berührungsfreie

Dichtungen, (1973) VDI-Verlag.

# 資料

## 1973年ガスタービン生産統計

統計作成委員会<sup>1)</sup>

既報の1972年の年間生産統計（本会報第2号，生産統計—その1）および1972年12月末までの全生産統計（本会報第3号，生産統計—その2）に引続き，本号では1973年の1年間にわが国で製造・出荷されたガスタービンの年間生産統計を，関係メーカーからのアンケート回答により作成した。

今回の生産統計は下記の方針に従い作成した。

- 1) 使用年号は会計年度とのわずらわしさを避けて，昭和年号をやめ，西暦年に統一した。
- 2) 出力の基準条件は15℃，760mmHgとした。
- 3) 出力の大区分はガスタービンの大形化に伴ない，30,000PSでの区切りを設けて，1,000PS未満，1,000PS以上30,000PS未満，30,000PS以上の3区分とした。
- 4) 表5の出力の小区分については，実情に即して小区分の枠の見直しを行い，枠の巾を拡げた。

### 1. 陸船用ガスタービン

表1 1973年用途別生産台数及び出力（KW）

用 途	コード	1,000 PS未満		1,000 PS以上 30,000 PS未満		30,000 PS以上		全 出 力	
		台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
ベースロード用発電	BL	0	0	12	206,160	10	336,630	22	542,790
尖頭負荷用発電	PL	0	0	0	0	6	177,750	6	177,750
緊急発電用	EM	0	0	3	12,830	0	0	3	12,830
艦艇用	MM	0	0	4	5,958	0	0	4	5,958
空気クッション艇用	HC	0	0	3	2,350	0	0	3	2,350
起動用	JS	10	1,839	0	0	0	0	10	1,839
その他（*）車輛用	MV	0	0	4	3,665	0	0	4	3,665
石油化学プロセス用	OR	0	0	1	5,317	0	0	1	5,317
合 計		10	1,839	27	236,280	16	514,380	53	752,499

（\*）移動電源車に設置されたもの

- 1) 委員長 丹羽高尚（三菱重工）， 委員 石沢和彦（石播）， 本間友博（東芝）， 吉識晴夫（東大）

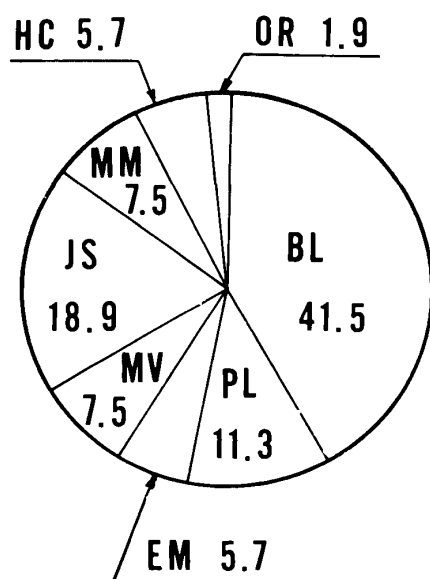


図1 1973年用途別台数割合(%)

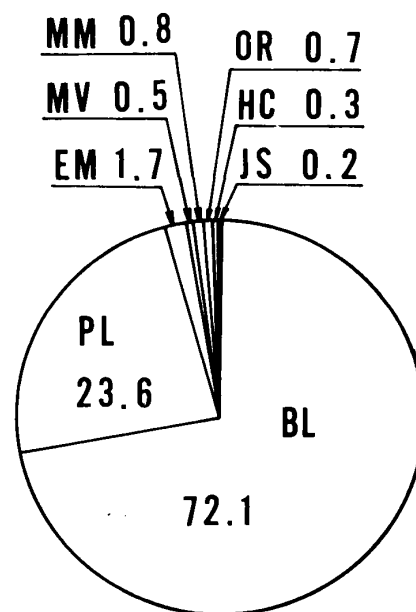


図2 1973年用途別出力割合(%)

表2 1973年燃料別生産台数及び出力(kW)

燃 料		1,000 PS未満		1,000 PS以上 30,000 PS未満		30,000 PS以上		全 出 力	
		台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
ガ ス 燃 料	天 然 ガ ス	0	0	4	70,670	4	182,880	8	253,550
	石 油 分 解 精 製 ガ ス	0	0	1	5,317	0	0	1	5,317
	都 市 ガ ス	0	0	2	2,530	0	0	2	2,530
	小 計	0	0	7	78,517	4	182,880	11	261,397
混 焼	天然ガス／軽油	0	0	0	0	6	153,750	6	153,750
	天然ガス／原油	0	0	3	51,900	0	0	3	51,900
	小 計	0	0	3	51,900	6	153,750	9	205,650
液 体 燃 料	ジェット燃料4号	10	1,839	0	0	0	0	10	1,839
	軽 油	0	0	5	63,555	6	177,750	11	241,305
	原 油	0	0	2	31,600	0	0	2	31,600
	ジェット燃料4号 ないし軽油	0	0	10	10,707	0	0	10	10,707
	小 計	10	1,839	17	105,862	6	177,750	33	285,451
合 計		10	1,839	27	236,279	16	514,380	53	752,498

表3 1973年地域別納入台数及び出力(KW)

		1,000 PS未満		1,000 PS以上 30,000 PS未満		30,000 PS以上		全 出 力	
地	域	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
国内向け	関 東	0	0	3	12,830	0	0	3	12,830
	移 動 型	10	1,839	11	11,973	0	0	21	13,812
	小 計	10	1,839	14	24,803	0	0	24	26,642
輸 出 向 け	北 米	0	0	0	0	1	23,750	1	23,750
	南米及び西印度	0	0	3	53,370	5	154,000	8	207,370
	中 近 東	0	0	4	57,217	10	336,630	14	393,847
	アジア及び極東	0	0	6	100,890	0	0	6	100,890
	小 計	0	0	13	211,477	16	514,380	29	725,857
合 計		10	1,839	27	236,280	16	514,380	53	752,499

(注) 北 米：パナマ以北の北米大陸  
 中 近 東：アフガニスタン以西・エジプト以東  
 アジア及び極東：パキスタン以東

表4 1973年被駆動機械別生産台数及び出力(KW)

		1,000 PS未満		1,000 PS以上 30,000 PS未満		30,000 PS以上		全 出 力	
被 駆 動 機 械	コード	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
発 電 機	G	0	0	19	222,655	16	514,380	35	737,035
推 進 機 (回転翼)	PRR	0	0	7	8,308	0	0	7	8,308
空気圧縮機 送 風 機	AC	0	0	1	5,317	0	0	1	5,317
抽 気 利 用	AB	10	1,839	0	0	0	0	10	1,839
合 計		10	1,839	27	236,280	16	514,380	53	752,499

表5 1973年出力区分別生産台数及び出力(KW)

出力区分(PS)		台数	出力
1,000 PS未満	0～ 199	0	0
	200～ 499	10	1,840
	500～ 999	0	0
	小 計	10	1,840
1,000 PS以上 30,000 PS未満	1,000～ 5,999	14	24,800
	6,000～ 13,999	1	5,317
	14,000～ 21,999	2	31,600
	22,000～ 29,999	10	174,560
	小 計	27	236,277
30,000 PS以上	30,000～ 59,999	13	327,500
	60,000～	3	186,880
	小 計	16	514,380
合 計		53	752,497

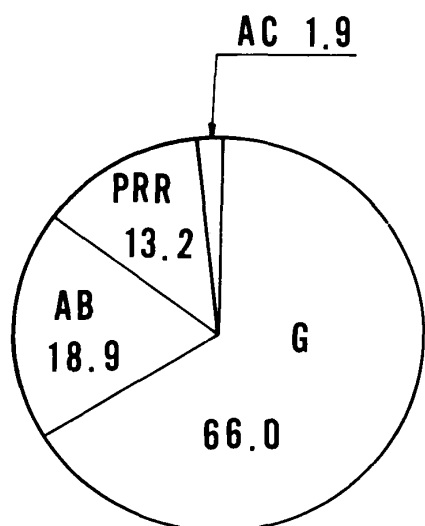
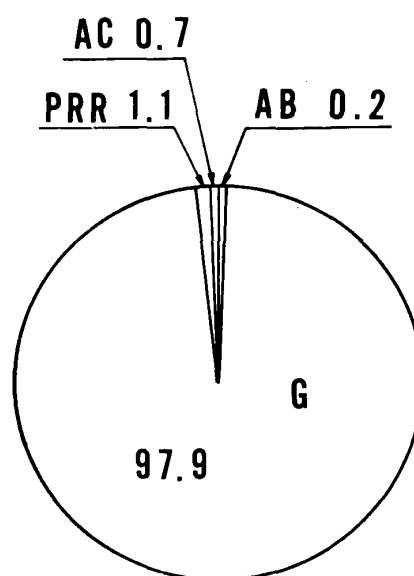
図3 1973年被駆動機械別  
台数割合(%)図4 1973年被駆動機械別  
出力割合(%)

表6 1973年発電用ガスタービンの用途別生産台数及び出力(KW)

		コード	1,000 PS 未満		1,000 PS 以上 30,000 PS 未満		30,000 PS 以上		全 出 力	
発 電 用 途			台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
事業用	ベースロード	BL	0	0	4	69,290	3	71,250	7	140,540
	尖頭負荷	PL	0	0	0	0	6	177,750	6	177,750
	緊急用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	小 計		0	0	4	69,290	9	249,000	13	318,290
自家用	ベースロード	BL	0	0	8	136,870	7	265,380	15	402,250
	尖頭負荷	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	緊急用	EM	0	0	3	12,830	0	0	3	12,830
	小 計		0	0	11	149,700	7	265,380	18	415,080
そ の 他 (*)			0	0	4	3,665	0	0	4	3,665
合 計			0	0	19	222,655	16	514,380	35	737,035

(\*) 移動電源車に設置されたもの

## 2. 航空用ガスタービン

表7 1973年ターボジェット／ターボファンエンジン生産台数及び推力(Kg)

生産台数	90	推力合計	532,285(*)
------	----	------	------------

(\*) 最大推力

表8 1973年ターボシャフト／ターボプロップエンジン生産台数及び出力(PS)

用 途	1,000 PS 未満		1,000 PS 以上		全 出 力	
	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
固 定 翼 機	0	0	57	133,950	57	133,950
ヘリコプター	44	18,456	42	50,826	86	69,282
補助機関駆動	0	0	4	5,068	4	5,068
合 計	44	18,456	103	189,844	147	208,300

## 追 記

生産統計アンケートと同時に標準仕様の収集も行ったが、生産統計に対しては6社から、標準仕様に対しては10社から回答が寄せられた。標準仕様については近々まとめて山海堂「内燃機関」誌臨時増刊号に掲載される予定である。

なお、本統計作成のため貴重な資料を提供された各位に厚く感謝の意を表します。



## ONERA あれこれ

船舶技術研究所機関開発部 宗 像 良 幸

ある機会から一般に ONERA と称されているフランスの航空宇宙研究所 Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales に約9ヶ月滞在する機会を得た。

1946年に創設された当時は名称の最後のAは Aéronautique であったが NASAあるいは日本の航空宇宙技研同様近年になって宇宙の文字が入ったものである。組織上は国防省の監督を一応受けているが予算面から見るとかなり自治的色彩の濃いもので、例えば1972年の財源は、国から直接与えられるものは全体の52%で、残りは契約金といわれるものと若干の特許料収入である。しかも、この予算構成比は5年前は7対3で国家支出が多かったが年々少なくなっている。ただし、全体の予算規模は毎年約10%の増加率であり、1972年は総額約90億円であった。契約金というのは軍が別に研究あるいは開発のために支出するものとか、SNECMA等が研究依頼のために払うものである。こんなわけで軍のコントロール下にあるとはいえず組織上は我が国の防衛庁技研とも異なり、また、科技庁の航技研とも違う。ただし業務内容は航技研と非常に良く似ており、各分野で共通な取扱い方がされているようである。もっとも軍の監督下にあるということは、手渡された服務規程の中に重大な機密漏洩にかかわったときは、軍刑法にのっとって死刑に処するという項があることでいやおうなく確かめさせられたものである。

研究所はパリ周辺地区の3ヶ所とイタリア国境に接するアルプス山中のモダンの大風洞施設、それにカンヌに超音速風洞施設があり、職員数は1,700人、うちエンジニア、幹部職員等が全体の3割を占めている。そのほか1968年以来ツールズ地区の航空関係の大学や飛行機試験機関に130名が出向あるいは併任になっている。ツールズには1976年頃までにかけて現在のパリ周辺地区にある陳腐化した各種風洞にかわるものを建設し、これにともない現職員のうちから、かなりの人数を移す予定とかで現在希望者を募っている段階である。ツールズはパリから南へ約700Kmのスペイン国境に近い航空関係の学術、工業の一大都市であるが、パリのような大都会での生活を嫌って、かなりの人がためらいもなく転勤を希望している。ところで現在フランスではここ10年間イギリス、ドイツなどと共同でコンコルド、エアバスA300を開発して来たが、ここに来て9分通り終った段階で航空機関係の仕事は手が空き、学校を終えた航空関



係への就職希望者には門が狭いということであった。ただし、機関関係は別である。こういった状況下にあっても代替とはいえ大規模な風洞新設が計画されているのはそれなりに興味がある。

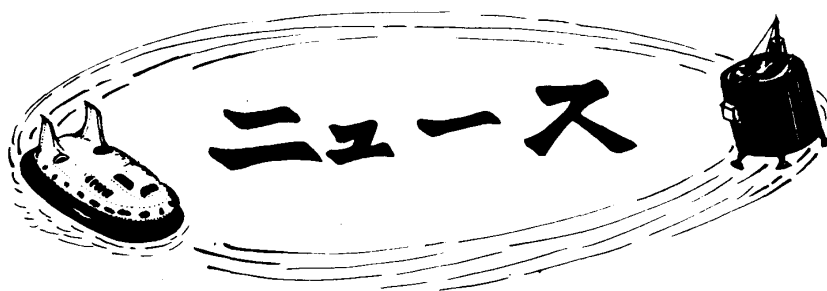
さて、私のいたパリ南郊のシャティヨンの本部研究所には約1,000人の職員がおり、飛行機、人工衛星、ミサイルの航行システム、空気力学、飛行機の構造、ターボマシンとロケット、耐熱合金や複合材の開発、その他各種計測機器の開発を含む一般物理からなる6研究部がある。私はガスタービン翼などの高温部材の強度、とくにクリープと疲労の問題について学びたかったが、幸い Lemaitre, Chaboche 両氏の率いる研究室に入ることができた。Lemaitre 氏はここ10年、氏の提唱するところの粘弾塑性体の状態方程式を用いてクリープ、リラクゼーションなどを蒙る材料の応力、歪の解析を行なって来ている。コンコルドの機体材料であるアルミ合金 AU 2 GN, および同系の AU 4 GN が巡航速度で100～150℃の空力加熱を受けた場合のクリープ、リラクゼーションの解析が主なものであるが、理論、実験の間に良い一致が見られる。試験温度も200℃までであったが、ここ数年はタービン翼用の UDIMET 700 や IN 100 の超合金を用いて1000℃レベルまでの実験や解析が行なわれている。これらの解析にはリラクゼーション試験、一定歪速度引張試験を主に、加えてクリープ試験が式の中に現われる定数を決めるために必要である。ただし、この状態方程式は2次クリープまでの挙動を説明するものであって3次クリープあるいは破壊時までについては触れることができない。従って材料の寿命に至るまでの挙動は破損に対する別の考え方を導入したり、また、繰返し効果についても言及していないのでバウシング効果などを考慮に入れた、より発展した形での状態方程式を求めようと努力が払われているところである。

航空エンジンを作っている SNECMA とは開発に当って常に共同して仕事が入りめられており、タービン翼の応力、歪の理論面からの解析と合わせて実物翼についてシュミレーション試験を行なって、破壊に至るまでの過程を理論、実物試験とから解明しようとしている。

パリ大学理学部で原子物理学を修めている知人の留学生の話であるが、日本人は個々の物事については良く知っているが、思考してある概念を組み立てるゆくりややり方はフランス人に比し、概して日本人は劣るのではないかといっていた。そして大学の講義も日本とは異なったやり方ですめられ、いい訓練になっていると話していたが、ほかでできるところによってもフランスの大学は工学部といっても基礎が中心で実的な面は在学中はあまり教えないそうである。近代数学の中に幾多の輝やかな成果を生んだフランスの伝統は（何もフランスに限らない西欧の全般にいえることかもしれないが）高等教育の面で、近年取沙汰されている入試に代表されるような日本の学校教育と比較してそのやり方の差に興味がある。よく、フランスにはユニークな研究や物があるといわれるが、それは上にいった教育法や訓練と無関係ではないと思われるのである。

タイトルに記した程のことは何も書けず、散漫な文になったことをお許しいただきたい。

以上



## 特 別 講 演 会

企画幹事 浦 田 星

今期第2回目の特別講演会が米国GE社のJ. R. Patterson氏ならびにS. M. Kaplan両氏を迎え昭和48年11月16日(金)東京虎ノ門のダイヤモンドホールにおいて、日刊工業新聞社後援の下に行なわれた。Patterson氏の講演は“Technical development trend for heavy duty gas turbines (ヘビィデューティガスタービンの技術開発の動向)”と題し、以下のような内容のものであった。

米国におけるガスタービンの全発電容量に対する割合は、現在7%であるが、将来は35~40%にならう。単機出力は既に150 MWが計画されている。又効率上昇のためには、再生サイクルや蒸気タービンとのコンバインドサイクルが用いられつつある。再生サイクルでは効率36%に達し、コンバインドサイクルでは40%になる。コンバインドサイクルは既に3,500 MW受注している。燃料は多様化に向い、重油焚き、或は重質油ガス化、石炭ガス化などが開発されつつある。

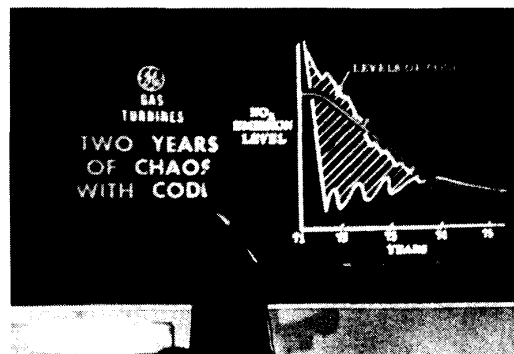


写真1 Patterson氏の講演

Kaplan氏の講演は“Power generation by heavy fuel burning gas turbine” (重質油焚き発電用ガスタービンについて)と題し、下記のような内容のものであった。

米国では燃料の多様化の研究が盛で、GE社は米国Maritime Administrationと協同で実施中のMARAD計画のもと、特に発電用として注目されつつある重質油焚きについて、高圧空気噴霧方式の採用、バナジウム腐蝕に対するマグネシウム添加剤の使用、ナトリウム腐蝕に対する水洗方式の採用などを計画中であり、また材料には耐蝕性のコーティングを行う方法や、

静翼えの灰分の付着にナットシールの噴射などの方法を実施しようとしている。

燃料の処理は自動化の方向に向い、燃料を自動的に分析してナトリウムの除去や、マグネシウム添加剤を制御する方法が開発されつつあり、'74年には完成の見込みである。

講演は午後1時30分より5時まで3時間半にわたり、座長平山直道幹事の適切な司会の下に久保田道雄幹事の卓越した通訳によって進めら

れ、米国における最新のガスタービンの状況を知ることができて、97名の参加者に深い感名を与え、極めて盛会裡に終了した。本会に御協力頂いたGE社ガスタービン事業部ならびに後援頂いた日刊工業新聞社に謝意を表します。



写真2 Kaplan氏の講演

## 技 術 懇 談 会

企画幹事 浦 田 星

今期第1回目の技術懇談会が昭和48年9月7日(金) 午後1時30分より日本鋼管高輪クラブにおいて行はれた。今回はテーマとしてガスタービン用耐熱材料を取り上げ、講師としてこの方面に造詣深い小松ハウメット株式会社近江敏明氏及び東京工業大学田中良平氏をお願いした。

先づ近江氏より永年における製造技術の経験から、耐熱材料の主として鑄造技術の問題点について詳細な発表あり、次いで田中氏よりアメリカにおける耐熱材料研究の動向や、国際会議の内容などを織り込んだ、主として学術的な面から見た発表があった。終って松木正勝幹事の司会によって技術懇談が行はれた。参加者の多くから活発な質疑あり、講師の懇切な応答があって、松木幹事の適切な司会と相俟って極めて有意義な懇談を行うことが出来た。参加者は57名、午後4時30分散会した。

## 見 学 会

企画幹事 浦 田 星

今期第1回の見学会は昭和48年7月12(木) 午後1時30分より、東京電力㈱の御極力に

よって、全社横須賀火力発電所ガスタービン設備30MW4台を対象に実施された。参加者69名、定刻に全発電所に集合、先づサービスホールにて全所小野辰戌次長より発電所設備全般についての紹介あり、次いでガスタービンメーカーである三菱重工(株)丹羽高尚氏よりガスタービンについての説明あり、終って4班に分れて見学した。折から夏の電力ピークの時期にて、発電所全容量は勿論、ガスタービン4台共全負荷運転中であり、参加者にとって又とない機会であった。係員の懇切な説明と案内により、パッケージの中まで入って詳さに見学し、さらに東洋一を誇る火力発電所全体を一通り見学した後、再びホールにて発電所幹部と懇談を行い、午後4時30分極めて有益な見学会を終了した。

御協力頂いた東京電力火力部、ならびに横須賀火力発電所に対し謝意を表します。

#### お 知 ら せ

ASME Gas Turbine Division の Turbomachinery Committee は下記の要領で講演会の論文を募集しております。

「1975 International Gas Turbine Conference」

開催年月日：1975年3月2日～6日

場 所：アメリカ，Texas 州 Houston 市

- Topics : 1. Surge and Stability in Compressors  
2. End-Wall Effects in Turbomachinery  
3. Turbomachinery Generated Noise  
4. Numerical Analysis of Turbomachinery Flow  
5. Miscellaneous Topics Related to Fluid Flow Through Gas-Turbine Compressors and Turbines

上記の件に関し申込書ご入用の方および詳細のお問合せについては下記 ASME G.T.D. Turbomachinery Committee 国内委員までご連絡下さい。

有賀一郎 〒223 横浜市港区日吉町832

慶応義塾大学工学部機械工学科

妹尾泰利 〒812 福岡市東区箱崎町 九州大学生産科学研究所

田中英穂 〒153 東京都目黒区駒場4-6-1

東京大学宇宙航空研究所

よって、全社横須賀火力発電所ガスタービン設備30MW4台を対象に実施された。参加者69名、定刻に全発電所に集合、先づサービスホールにて全所小野辰戌次長より発電所設備全般についての紹介あり、次いでガスタービンメーカーである三菱重工(株)丹羽高尚氏よりガスタービンについての説明あり、終って4班に分れて見学した。折から夏の電力ピークの時期にて、発電所全容量は勿論、ガスタービン4台共全負荷運転中であり、参加者にとって又とない機会であった。係員の懇切な説明と案内により、パッケージの中まで入って詳さに見学し、さらに東洋一を誇る火力発電所全体を一通り見学した後、再びホールにて発電所幹部と懇談を行い、午後4時30分極めて有益な見学会を終了した。

御協力頂いた東京電力火力部、ならびに横須賀火力発電所に対し謝意を表します。

#### お 知 ら せ

ASME Gas Turbine Division の Turbomachinery Committee は下記の要領で講演会の論文を募集しております。

「1975 International Gas Turbine Conference」

開催年月日：1975年3月2日～6日

場 所：アメリカ，Texas 州 Houston 市

- Topics : 1. Surge and Stability in Compressors  
2. End-Wall Effects in Turbomachinery  
3. Turbomachinery Generated Noise  
4. Numerical Analysis of Turbomachinery Flow  
5. Miscellaneous Topics Related to Fluid Flow Through Gas-Turbine Compressors and Turbines

上記の件に関し申込書ご入用の方および詳細のお問合せについては下記 ASME G.T.D. Turbomachinery Committee 国内委員までご連絡下さい。

有賀一郎 〒223 横浜市港区日吉町832

慶応義塾大学工学部機械工学科

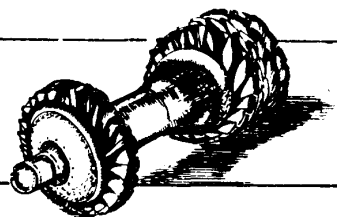
妹尾泰利 〒812 福岡市東区箱崎町 九州大学生産科学研究所

田中英穂 〒153 東京都目黒区駒場4-6-1

東京大学宇宙航空研究所

## 報 告

日本ガスタービン会議



### 臨時評議員会報告

総務幹事 有 賀 一 郎

本会議を法人組織化するため特別委員会、幹事会などで検討がすすめられていたが、その大綱案がまとまったため去る昭和48年11月16日(金) 10時より約2時間、東京・ダイヤモンド社トレーニングセンターにおいて臨時評議員会を開催、関係議案について審議が行なわれた。

当日は岡村健二会長に代り水町長生副会長が議長となり、次第にしたがい評議員会が進行された。

まず水町副会長の開会の挨拶に引きつづき、評議員会の成立が確認された(現評議員69名中、当日出席者、委任状提出者合計59名で会則にしたがい成立)。ついで副会長より本会議の充実と諸事業をさらに発展させるため、文部、通産両省共管の社团法人組織とする必要性、趣旨が明らかにされ、本会議を法人化する件の可、否につきはかった結果、同件が承認された。さらに法人化特別委員会の渡部一郎委員長より法人化にともなう諸手続、所轄官庁の選択、日程などの諸問題につき同委員会で審議された経過が報告された。とくに定款案、細則案作成の基本的方針と現行会則、細則との比較について逐条説明された。次いで、井口泉幹事長より設立趣意書および経緯書の内容説明が行なわれた。すなわち1971年国際ガスタービン会議を契機とし、今日の日本ガスタービン会議が誕生した背景と本会議設立の意義や他学・協会との関係などが明らかにされた。とくにその存在の意義については現在のエネルギー危機などとも関連し、大きいことが付言された。以上の諸案は今後関係官庁との交渉段階で若干内容

的な変更もありうることを含んで承認された。この点に関しては会長一任とし、重大な変更があった場合のみ評議員会にはかる。また最終定款についてはしかるべき評議員会で改めて承認をもとめることが確認された。同件に対する審議で指摘された趣意書などに関する二、三の表現上の問題はこれを改めることになった。このあと今後の日程に関しての見通しは官庁との交渉期間や近い将来予定される国際ガスタービン会議あるいは諸準備との関係などから早くとも本年度以降となることが説明された。法人化手続の一つとして、同組織化後2箇年間の事業計画、予算案を提示することを要する。次の議案とし、このための事業計画、予算案につき現在予想される規模からの構想が説明され、同案をもとに所轄官庁との交渉を開始することが承認された。勿論、同案については官庁との交渉過程や法人化直前の諸情勢(とくに最近の物価上昇などの影響)によりその内容の変更もありうるが、これの修正については、会長一任とすることも合せ認められた(修正点はしかるべき評議員会において承認をうる)。

法人化基金の募金に関する議案は水町副会長より趣旨説明が行なわれた。すなわち法人化に要する基金(文部省法人)として現在本会議の有する基金では約300万円が不足しているため、これを補うための募金を開始する方針を明らかにし、これについての審議の結果、同案を承認することになった。

最後に有賀基総務幹事より閉会の挨拶があり、臨時評議員会は終了した。

### 法 人 化 委 員 会

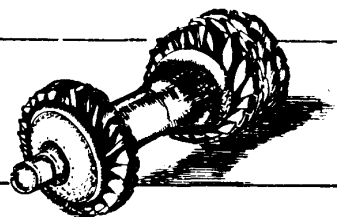
法人化委員会委員長 渡 部 一 郎

発足以来1年余りをへて本会議運営もようやく軌道にのりはじめた。これと共にかねて本会議を法人

化することにより一層組織の充実と諸事業の発展をはかる意見がきかれるようになった。これらの気運

## 報 告

日本ガスタービン会議



### 臨時評議員会報告

総務幹事 有 賀 一 郎

本会議を法人組織化するため特別委員会、幹事会などで検討がすすめられていたが、その大綱案がまとまったため去る昭和48年11月16日(金)10時より約2時間、東京・ダイヤモンド社トレーニングセンターにおいて臨時評議員会を開催、関係議案について審議が行なわれた。

当日は岡村健二会長に代り水町長生副会長が議長となり、次第にしたがい評議員会が進行された。

まず水町副会長の開会の挨拶に引きつづき、評議員会の成立が確認された(現評議員69名中、当日出席者、委任状提出者合計59名で会則にしたがい成立)。ついで副会長より本会議の充実と諸事業をさらに発展させるため、文部、通産両省共管の社团法人組織とする必要性、趣旨が明らかにされ、本会議を法人化する件の可、否につきはかった結果、同件が承認された。さらに法人化特別委員会の渡部一郎委員長より法人化にともなう諸手続、所轄官庁の選択、日程などの諸問題につき同委員会で審議された経過が報告された。とくに定款案、細則案作成の基本的方針と現行会則、細則との比較について逐条説明された。次いで、井口泉幹事長より設立趣意書および経緯書の内容説明が行なわれた。すなわち1971年国際ガスタービン会議を契機とし、今日の日本ガスタービン会議が誕生した背景と本会議設立の意義や他学・協会との関係などが明らかにされた。とくにその存在の意義については現在のエネルギー危機などとも関連し、大きいことが付言された。以上の諸案は今後関係官庁との交渉段階で若干内容

的な変更もありうることを含んで承認された。この点に関しては会長一任とし、重大な変更があった場合のみ評議員会にはかる。また最終定款についてはしかるべき評議員会で改めて承認をもとめることが確認された。同件に対する審議で指摘された趣意書などに関する二、三の表現上の問題はこれを改めることになった。このあと今後の日程に関しての見通しは官庁との交渉期間や近い将来予定される国際ガスタービン会議あるいは諸準備との関係などから早くとも本年度以降となることが説明された。法人化手続の一つとして、同組織化後2箇年間の事業計画、予算案を提示することを要する。次の議案とし、このための事業計画、予算案につき現在予想される規模からの構想が説明され、同案をもとに所轄官庁との交渉を開始することが承認された。勿論、同案については官庁との交渉過程や法人化直前の諸情勢(とくに最近の物価上昇などの影響)によりその内容の変更もありうるが、これの修正については、会長一任とすることも合せ認められた(修正点はしかるべき評議員会において承認をうる)。

法人化基金の募金に関する議案は水町副会長より趣旨説明が行なわれた。すなわち法人化に要する基金(文部省法人)として現在本会議の有する基金では約300万円が不足しているため、これを補うための募金を開始する方針を明らかにし、これについての審議の結果、同案を承認することになった。

最後に有賀基総務幹事より閉会の挨拶があり、臨時評議員会は終了した。

### 法 人 化 委 員 会

法人化委員会委員長 渡 部 一 郎

発足以来1年余りをへて本会議運営もようやく軌道にのりはじめた。これと共にかねて本会議を法人

化することにより一層組織の充実と諸事業の発展をはかる意見がきかれるようになった。これらの気運

を背景に幹事会での審議をへ、改めて会長の委嘱により、この件を検討し、法人化構想についての答申案作成を行なうための委員会が設置されることになった。この委員長として渡部一郎前会長が委嘱され副委員長：井口泉、委員：阿部安雄、有賀一郎、有賀基、浦田星、田中英穂の各氏により構成された。

昨年7月16日の第1回委員会以来4回の委員会が開催された。まず文部省、通産省などの所轄法人になるための諸条件についての諸分析が行なわれた。また本会議の組織拡大、内容充実の過程、とくに財政的基盤の確立の見通し、国際ガスタービン会議開催の見通しなどを通じ法人化の時期についての検討が進められた。これと平行して定款案の作成が開始された。最初に文部省の法人設立に関する規程の研究を手はじめに日本機械学会はじめ4団体の定款の比較検討が行なわれた。現行の会則を骨子としながらも以上の諸検討の結果えられた法人としての必要事項を盛り込み、数回にわたる修正を経て、一応の原案がまとまった。同時に細則についても同様な過程を経て原案作成が行なわれた。

次に会則に対比しての主な改正点を挙げると以下のようになる。

- i) 支部に関する事項
- ii) 目的、事業中に研究・調査を行なうことの明記
- iii) 役員：理事（会長、副会長、代表理事を含む）、監事により構成
- iv) 役員の職務
- v) 総会、理事会および評議員会の招集、成立、議

決事項など

vi) その他：資産および会計、定款の変更ならびに解散、補則など定款としての必要項目などである。一方細則に対しては、

- i) 入会、退会および会員の権利義務事項に対する追加、補足
- ii) 会費の納入期間
- iii) 評議員、役員選挙
- iv) 理事職権権限
- v) 常設委員会、特別委員会

などの事項に関し、新たに追加もしくは改正された箇所である。この他、本会議（社団法人）設立趣意書および経緯両案の作成も合せ行なわれた。その中には1971年国際ガスタービン会議東京大会を契機とし、本会議が発足したこと、ガスタービン技術が広汎な関連範囲にまたがり、そのために総合技術の上にたって発展がはかられなければならぬこと、また現在のエネルギー危機、環境問題の見地からガスタービンが有用であることなどに触れ、そのような見地から本会議を法人化し、一層組織を充実することでこれらに寄与する要のあることが述べられている。

これらは一括、会長に答申され、幹事会での審議でさらに修正されて結局、11月16日の臨時評議員会においてその大綱が承認された。

その後、本委員会は引続き法人組織具体化の準備のために活動を行なっている。

## お 知 ら せ

本会報記事に関しましては会報編集規程、自由投稿規程に基づき広くガスタービンに関する新らしい情報など会員各位よりの積極的投稿を期待致しております。



を背景に幹事会での審議をへ、改めて会長の委嘱により、この件を検討し、法人化構想についての答申案作成を行なうための委員会が設置されることになった。この委員長として渡部一郎前会長が委嘱され副委員長：井口泉、委員：阿部安雄、有賀一郎、有賀基、浦田星、田中英穂の各氏により構成された。

昨年7月16日の第1回委員会以来4回の委員会が開催された。まず文部省、通産省などの所轄法人になるための諸条件についての諸分析が行なわれた。また本会議の組織拡大、内容充実の過程、とくに財政的基盤の確立の見通し、国際ガスタービン会議開催の見通しなどを通じ法人化の時期についての検討が進められた。これと平行して定款案の作成が開始された。最初に文部省の法人設立に関する規程の研究を手はじめに日本機械学会はじめ4団体の定款の比較検討が行なわれた。現行の会則を骨子としながらも以上の諸検討の結果えられた法人としての必要事項を盛り込み、数回にわたる修正を経て、一応の原案がまとまった。同時に細則についても同様な過程を経て原案作成が行なわれた。

次に会則に対比しての主な改正点を挙げると以下のようになる。

- i) 支部に関する事項
- ii) 目的、事業中に研究・調査を行なうことの明記
- iii) 役員：理事（会長、副会長、代表理事を含む）、監事により構成
- iv) 役員の職務
- v) 総会、理事会および評議員会の招集、成立、議

決事項など

vi) その他：資産および会計、定款の変更ならびに解散、補則など定款としての必要項目などである。一方細則に対しては、

i) 入会、退会および会員の権利義務事項に対する追加、補足

ii) 会費の納入期間

iii) 評議員、役員選挙

iv) 理事職権権限

v) 常設委員会、特別委員会

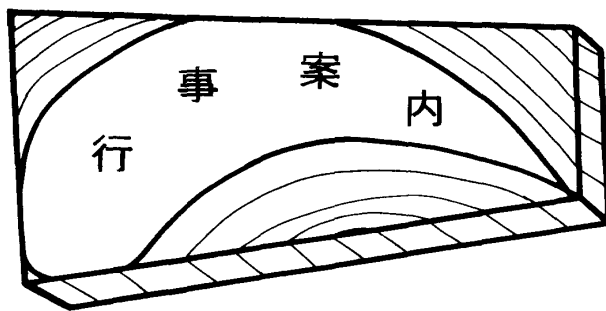
などの事項に関し、新たに追加もしくは改正された箇所である。この他、本会議（社団法人）設立趣意書および経緯両案の作成も合せ行なわれた。その中には1971年国際ガスタービン会議東京大会を契機とし、本会議が発足したこと、ガスタービン技術が広汎な関連範囲にまたがり、そのために総合技術の上にたって発展がはかられなければならぬこと、また現在のエネルギー危機、環境問題の見地からガスタービンが有用であることなどに触れ、そのような見地から本会議を法人化し、一層組織を充実することでこれらに寄与する要のあることが述べられている。

これらは一括、会長に答申され、幹事会での審議でさらに修正されて結局、11月16日の臨時評議員会においてその大綱が承認された。

その後、本委員会は引続き法人組織具体化の準備のために活動を行なっている。

## お 知 ら せ

本会報記事に関しましては会報編集規程、自由投稿規程に基づき広くガスタービンに関する新らしい情報など会員各位よりの積極的投稿を期待致しております。



## 第2回定期講演会

主 催： 日本ガスタービン会議  
 日 時： 昭和48年6月4日(火)\*  
 午前9時～午後5時  
 場 所： 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  
 地下鉄 日比谷線  
 神谷町下車7分  
 バス 東京タワー前下車  
 参加資格： 日本ガスタービン会議会員  
 参加登録： 参加登録費2,500円(事前登  
 録\*\*の場合は2,000円、いずれも講演論文集1冊  
 代金を含む)をそえて申込むこと。

脚注 \* 先に葉書きにて“6月7日(金)予定”  
 とお知らせ致しましたが会場の都合  
 で6月4日(火)と決定致しました。

\*\* 詳細は本号64ページを御参照下さ  
 い。

## 仮 プ ロ グ ラ ム

\*印 講演予定者

### 第1室

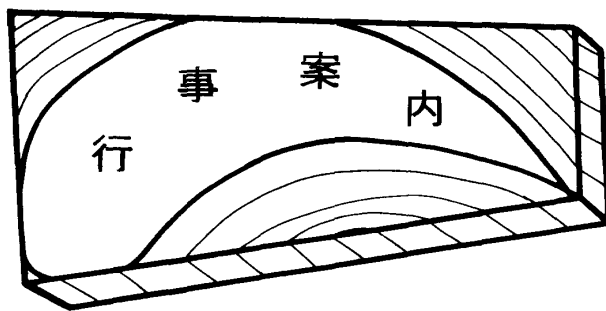
1. 小形過給機の開発  
相津昭一(石川島播磨)
2. 過給機関用大容量型遠心圧縮機の一開発過程  
\*長田文一, 辻村玄隆, 倉橋完充, 野村滋郎  
(三菱重工)
3. 遠心圧縮機の性能予測  
三階春夫(日立)
4. ラジアルタービンの性能と出口フローパター  
ンについて  
木村淑人, \*松尾栄人, 岡崎洋一郎(三菱

重工)

5. 脈動流下におけるラジアルタービン性能  
特性について  
有賀一郎,\*小菅秀頼(慶大)
6. 脈動流下における軸流排気タービンに関  
する研究  
(第三報, 作動状態理論解析の実用性  
についての検討)  
\*東忠則, 山下尚(川崎重工)
7. ガスタービン大容量化とその性能につ  
いて  
大島義邦(日立)
8. 空冷ガスタービンの性能計算法について  
竹矢一雄,\*大内一紘(三菱重工)
9. ヒートパイプによるガスタービン熱交換率の  
向上について  
飯田平八郎(芝浦工大)
10. 冷却タービン翼列に関する二, 三の問題  
\*高原北雄, 義田光弘, 能瀬弘幸, 吉田豊明,  
坂田公夫(航技研)
11. 空冷タービン翼設計上の諸問題  
広木強,\*勝又一郎(石川島播磨)
12. 高速回転するラビリンスシールの特性  
\*小茂島和生, 三宅罔博(慶大)
13. 膨脹タービン用ガスベアリングについて  
\*泉英樹, 田中勝之(日立)
14. 単軸および2軸ジェットエンジンの不つりあ  
い振動について  
\*宮地敏夫, 星谷昌二, 祖父江靖(航技研)
15. 軸流タービンの振動  
奥谷順一,\*村井秀児, 中川善治(小松製作)

### 第2室

16. 国鉄におけるG.T. 動車について  
堀田公郎(国鉄)
17. 日本石油化学6,000KW ガスタービンの運  
転実績について  
\*木下幸彦(日石), 岩尾稔直(日立)
18. 大阪発電所ガスタービン運転実績  
\*山本達雄, 佐藤和夫(関西電力)  
永井康夫, 三賢憲治(三菱重工)
19. ホバークラフト主機関としてのガスタービン  
の実績  
大門康裕(三井造船)
20. 航空用ガスタービンの開発または試験中に発  
生した問題点  
神津正男(防衛庁)



## 第2回定期講演会

主 催： 日本ガスタービン会議  
 日 時： 昭和48年6月4日(火)\*  
 午前9時～午後5時  
 場 所： 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  
 地下鉄 日比谷線  
 神谷町下車7分  
 バス 東京タワー前下車  
 参加資格： 日本ガスタービン会議会員  
 参加登録： 参加登録費2,500円(事前登  
 録\*\*の場合は2,000円、いずれも講演論文集1冊  
 代金を含む)をそえて申込むこと。

脚注 \* 先に葉書きにて“6月7日(金)予定”  
 とお知らせ致しましたが会場の都合  
 で6月4日(火)と決定致しました。

\*\* 詳細は本号64ページを御参照下さ  
 い。

## 仮 プ ロ グ ラ ム

\*印 講演予定者

### 第1室

1. 小形過給機の開発  
相津昭一(石川島播磨)
2. 過給機関用大容量型遠心圧縮機の一開発過程  
\*長田文一, 辻村玄隆, 倉橋完充, 野村滋郎  
(三菱重工)
3. 遠心圧縮機の性能予測  
三階春夫(日立)
4. ラジアルタービンの性能と出口フローパター  
ンについて  
木村淑人, \*松尾栄人, 岡崎洋一郎(三菱

重工)

5. 脈動流下におけるラジアルタービン性能  
特性について  
有賀一郎,\*小菅秀頼(慶大)
6. 脈動流下における軸流排気タービンに関  
する研究  
(第三報, 作動状態理論解析の実用性  
についての検討)  
\*東忠則, 山下尚(川崎重工)
7. ガスタービン大容量化とその性能につ  
いて  
大島義邦(日立)
8. 空冷ガスタービンの性能計算法について  
竹矢一雄,\*大内一紘(三菱重工)
9. ヒートパイプによるガスタービン熱交換率の  
向上について  
飯田平八郎(芝浦工大)
10. 冷却タービン翼列に関する二, 三の問題  
\*高原北雄, 義田光弘, 能瀬弘幸, 吉田豊明,  
坂田公夫(航技研)
11. 空冷タービン翼設計上の諸問題  
広木強,\*勝又一郎(石川島播磨)
12. 高速回転するラビリンスシールの特性  
\*小茂島和生, 三宅罔博(慶大)
13. 膨脹タービン用ガスベアリングについて  
\*泉英樹, 田中勝之(日立)
14. 単軸および2軸ジェットエンジンの不つりあ  
い振動について  
\*宮地敏夫, 星谷昌二, 祖父江靖(航技研)
15. 軸流タービンの振動  
奥谷順一,\*村井秀児, 中川善治(小松製作)

### 第2室

16. 国鉄におけるG.T. 動車について  
堀田公郎(国鉄)
17. 日本石油化学6,000KW ガスタービンの運  
転実績について  
\*木下幸彦(日石), 岩尾稔直(日立)
18. 大阪発電所ガスタービン運転実績  
\*山本達雄, 佐藤和夫(関西電力)  
永井康夫, 三賢憲治(三菱重工)
19. ホバークラフト主機関としてのガスタービン  
の実績  
大門康裕(三井造船)
20. 航空用ガスタービンの開発または試験中に発  
生した問題点  
神津正男(防衛庁)

21. 航空エンジンのモニタリング手法  
松尾芳郎（日航）
22. ガスタービンのNOX発生とその低減について  
川口勝之，中原崇文，\*万代重美，佐藤巨男，  
神立文夫（三菱）
23. 連続式燃焼器における NOX減少対策の研究  
阿知波清次，川口修，\*佐藤豪（慶大）
24. ガスタービンの加減速特性と汚染物排出量に  
ついて  
沢田昭夫，\*西亮，植上旭雄（大阪府大）
25. 高圧燃焼器の研究  
堀内正司（航技研）
26. アフターバーナ試験について  
杉山洋吉（防衛庁）
27. 航空機地上運転のための消音装置について  
小林弘，\*中野有朋（石川島播磨）
28. ジェットエンジンの騒音に関する研究  
\*渡辺実，鳥崎忠雄，小林紘（航技研）
29. ガスタービン用電子アナログコントローラの  
開発  
神立文夫（三菱重工）
30. 車輛用ガスタービンエンジンの制御装置の開  
発  
伊藤高根（日産自）

## 講演論文集について

今回の講演会に提出された全論文を一冊に編集した講演論文集を発行致します。講演論文集は講演会

に参加登録された方に一冊進呈致します。なお論文一題目毎の分冊は発行致しません。

講演論文集のみご入用の方は事務局へ申込んで下さい。講演会終了後郵送致します。

講演論文集頒布代金 一冊 1,800円  
（送料を含む）

## 第2回定期講演会参加登録について

講演会へ参加を御希望の方は参加申込を行ない登録して戴きますが、事務整理の都合上できるだけ事前登録に御協力下さいますようお願い致します。事前登録は振替または現金書留にて事前登録費2,000円をそえて事務局宛下記期日までにお申込み下さい。

振替の時は振替用紙通信欄に「第2回定期講演会参加申込」と題記し、(a)氏名、(b)勤務先、(c)通信先、(d)講演論文集事前郵送希望の有無を記入して下さい。また現金書留の時ははがき太の用紙に前記項目を記入して同封の上送付して下さい。

申込先：〒160 東京都新宿区新宿 3-17-7  
紀伊国屋ビル 慶応工学会内  
日本ガスタービン会議  
振替 東京 179578

事前登録締切：昭和49年4月30日

事前登録された方で講演会前に講演論文集の郵送を希望される方には予め郵送致します。その他の方には当日会場受付にて御渡し致します。なお非会員の方は入会の上参加して下さい。当日会場受付にて入会手続を取扱います。

21. 航空エンジンのモニタリング手法  
松尾芳郎（日航）
22. ガスタービンのNOX発生とその低減について  
川口勝之，中原崇文，\*万代重美，佐藤巨男，  
神立文夫（三菱）
23. 連続式燃焼器における NOX減少対策の研究  
阿知波清次，川口修，\*佐藤豪（慶大）
24. ガスタービンの加減速特性と汚染物排出量に  
ついて  
沢田昭夫，\*西亮，植上旭雄（大阪府大）
25. 高圧燃焼器の研究  
堀内正司（航技研）
26. アフターバーナ試験について  
杉山洋吉（防衛庁）
27. 航空機地上運転のための消音装置について  
小林弘，\*中野有朋（石川島播磨）
28. ジェットエンジンの騒音に関する研究  
\*渡辺実，鳥崎忠雄，小林紘（航技研）
29. ガスタービン用電子アナログコントローラの  
開発  
神立文夫（三菱重工）
30. 車輛用ガスタービンエンジンの制御装置の開  
発  
伊藤高根（日産自）

## 講演論文集について

今回の講演会に提出された全論文を一冊に編集し  
た講演論文集を発行致します。講演論文集は講演会

に参加登録された方に一冊進呈致します。なお論文  
一題目毎の分冊は発行致しません。

講演論文集のみご入用の方は事務局へ申込んで下  
さい。講演会終了後郵送致します。

講演論文集頒布代金 一冊 1,800円  
（送料を含む）

## 第2回定期講演会参加登録について

講演会へ参加を御希望の方は参加申込を行ない登  
録して戴きますが、事務整理の都合上できるだけ事  
前登録に御協力下さいますようお願い致します。事  
前登録は振替または現金書留にて事前登録費2,000  
円をそえて事務局宛下記期日までにお申込み下さい。

振替の時は振替用紙通信欄に「第2回定期講演会  
参加申込」と題記し、(a)氏名、(b)勤務先、(c)通信先、  
(d)講演論文集事前郵送希望の有無を記入して下さい。  
また現金書留の時ははがき太の用紙に前記項目を記  
入して同封の上送付して下さい。

申込先：〒160 東京都新宿区新宿 3-17-7  
紀伊国屋ビル 慶応工学会内  
日本ガスタービン会議  
振替 東京179578

事前登録締切：昭和49年4月30日

事前登録された方で講演会前に講演論文集の郵送  
を希望される方には予め郵送致します。その他の方  
には当日会場受付にて御渡し致します。なお非会員  
の方は入会の上参加して下さい。当日会場受付にて  
も入会手続を取扱います。

21. 航空エンジンのモニタリング手法  
松尾芳郎（日航）
22. ガスタービンのNOX発生とその低減について  
川口勝之，中原崇文，\*万代重美，佐藤巨男，  
神立文夫（三菱）
23. 連続式燃焼器における NOX減少対策の研究  
阿知波清次，川口修，\*佐藤豪（慶大）
24. ガスタービンの加減速特性と汚染物排出量に  
ついて  
沢田昭夫，\*西亮，植上旭雄（大阪府大）
25. 高圧燃焼器の研究  
堀内正司（航技研）
26. アフターバーナ試験について  
杉山洋吉（防衛庁）
27. 航空機地上運転のための消音装置について  
小林弘，\*中野有朋（石川島播磨）
28. ジェットエンジンの騒音に関する研究  
\*渡辺実，鳥崎忠雄，小林紘（航技研）
29. ガスタービン用電子アナログコントローラの  
開発  
神立文夫（三菱重工）
30. 車輛用ガスタービンエンジンの制御装置の開  
発  
伊藤高根（日産自）

## 講演論文集について

今回の講演会に提出された全論文を一冊に編集した講演論文集を発行致します。講演論文集は講演会

に参加登録された方に一冊進呈致します。なお論文一題目毎の分冊は発行致しません。

講演論文集のみご入用の方は事務局へ申込んで下さい。講演会終了後郵送致します。

講演論文集頒布代金 一冊 1,800円  
（送料を含む）

## 第2回定期講演会参加登録について

講演会へ参加を御希望の方は参加申込を行ない登録して戴きますが、事務整理の都合上できるだけ事前登録に御協力下さいますようお願い致します。事前登録は振替または現金書留にて事前登録費2,000円をそえて事務局宛下記期日までにお申込み下さい。

振替の時は振替用紙通信欄に「第2回定期講演会参加申込」と題記し、(a)氏名、(b)勤務先、(c)通信先、(d)講演論文集事前郵送希望の有無を記入して下さい。また現金書留の時ははがき大の用紙に前記項目を記入して同封の上送付して下さい。

申込先：〒160 東京都新宿区新宿 3-17-7  
紀伊国屋ビル 慶応工学会内  
日本ガスタービン会議  
振替 東京 179578

事前登録締切：昭和49年4月30日

事前登録された方で講演会前に講演論文集の郵送を希望される方には予め郵送致します。その他の方には当日会場受付にて御渡し致します。なお非会員の方は入会の上参加して下さい。当日会場受付にて入会手続を取扱います。

## 会 報 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400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1200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 東京都新宿区新宿3-17-7、  
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内  
日本ガスタービン会議事務局  
(Tel 03-352-8926)

## 自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 原稿の〆切は随時とする。  
ただし、3月10日迄に投稿の分は9月
4. 発行の会報に、9月10日迄に投稿の分は翌年3月発行の会報に掲載される予定。  
原稿執筆要領については事務局に問合せること。

### 日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 1 巻 第 4 号

昭 和 4 9 年 3 月

編 集 者 田 中 英 穂

発 行 者 岡 村 健 二

日本ガスタービン会議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03) 352-8926

振替 東京179578

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

非 売 品

## 会 報 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400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1200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 東京都新宿区新宿3-17-7,  
紀伊国屋ビル, 財団法人慶応工学会内  
日本ガスタービン会議事務局  
(Tel 03-352-8926)

## 自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 原稿の〆切は随時とする。  
ただし、3月10日迄に投稿の分は9月
4. 発行の会報に、9月10日迄に投稿の分は翌年3月発行の会報に掲載される予定。  
原稿執筆要領については事務局に問合せること。

### 日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 1 巻 第 4 号

昭 和 4 9 年 3 月

編 集 者 田 中 英 穂

発 行 者 岡 村 健 二

日本ガスタービン会議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル(財)慶応工学会内

TEL (03)352-8926

振替 東京179578

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

非 売 品



## 会 報 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400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1200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 東京都新宿区新宿3-17-7、  
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内  
日本ガスタービン会議事務局  
(Tel 03-352-8926)

## 自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 原稿の〆切は随時とする。  
ただし、3月10日迄に投稿の分は9月発行の会報に、9月10日迄に投稿の分は翌年3月発行の会報に掲載される予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

### 日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 1 巻 第 4 号

昭 和 4 9 年 3 月

編 集 者 田 中 英 穂

発 行 者 岡 村 健 二

日本ガスタービン会議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03) 352-8926

振替 東京179578

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

非 売 品

