

(社)日本ガスタービン学会 名誉会員の紹介

(社)日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員になることになっております。

去る昭和63年4月28日第13期通常総会において次の方が本学会の名誉会員になられましたので、ご紹介致します。(アイウエオ順)



今 井 兼一郎 君 (大正6年4月16日生)

昭和16年3月 東京大学工学部機械工学科卒業

昭和16年4月 中島飛行機株式会社入社

昭和22年4月 石川島播磨重工業株式会社入社

昭和56年7月 専務取締役

昭和58年4月 日本大学理工学部教授

昭和60年7月 日本学術会議・会員

昭和61年5月 (社)日本工業技術振興協会理事
現在に至る。

本会関係略歴

(1) 昭和47年5月入会

(2) 会 長 (GTSJ 7期)

副会長 (GTSJ 6期)

評議員 (GTCJ 1, 2, 3, 4期)

GTSJ 1, 2, 3, 4, 5, 8, 9, 10, 12期)

監 事 (GTSJ 11期)

現住所 東京都港区南青山1-26-6



岡崎卓郎君（大正7年3月12日生）
昭和15年3月 東京帝国大学工学部航空学科卒業
昭和22年9月 東京大学助教授
昭和33年1月 東京大学教授
昭和51年4月 日本航空宇宙学会会長
昭和53年3月 東京大学定年退職
日本大学生産工学部教授
昭和53年5月 東京大学名誉教授
現在に至る。

本会関係略歴

- (1) 昭和47年6月入会
 - (2) 会長（GTSJ 2期）
副会長（GTSJ 1期）
評議員（GTCJ 1, 2, 3, 4期
GTSJ 3, 4, 5, 6, 8, 9, 10, 11, 12期）
監事（GTSJ 7期）
- 現住所 船橋市宮本1-9-10



西脇仁一君（明治43年3月18日生）
昭和7年3月 東京帝国大学工学部機械工学科卒業
昭和23年12月 東京大学教授
昭和31年9月～32年9月
マサチューセッツ工科大学客員教授
昭和37年～45年
国際伝熱会議・運営委員会日本代表
昭和40年4月 日本機械学会会長
昭和41年4月 日本伝熱研究会会長
昭和45年4月 西脇研究所所長，東京大学名誉教授
昭和45年4月～50年3月 成蹊大学教授
昭和45年9月～53年8月
国際伝熱会議副委員長，委員長
昭和51年9月 日本クレーン協会会長
現在に至る。

本会関係略歴

- (1) 昭和50年7月入会
- 現住所 東京都世田谷区松原6-18-11

JOURNAL OF THE GAS TURBINE SOCIETY OF JAPAN

Vol. 16, No. 61, June, 1988

“Gas Turbine Engines for Aircraft and Vehicle”

— CONTENTS —

| | |
|---|---------------------------|
| * Essay * | |
| New Chairman's Comments | Masakatsu MATSUKI 1 |
| Monographs and Machinery Awarded the GTSJ Prizes ... | Kazuhiro SUNOBE 3 |
| * Technical Comments * | |
| Development Trend of Aircraft Gas Turbine Engines ... | Kanji MURASHIMA 7 |
| The Development Status and Key Technologies | |
| on Ultra High Bypass Ratio Engines | Sadao SUGIYAMA 18 |
| An Overview of the Small Aero Engine | Jiro SUZUKI 27 |
| Propulsion System and Technical Subjects | Hiroyuki NOUSE 37 |
| Engine Components and Technical Subjects | |
| Mitsuhiro MINODA – Takash SAITO | |
| Nobuo CHINZEI – Katsutoshi MATSUSUE | 51 |
| An Outline of Gas Turbine Development for Vehicular Use | |
| Teru MORISHITA | 59 |
| Current Status and Future Aspect of Ceramic Gas Turbine | |
| Shoji ISHIWATA | 70 |
| * Technical Reports * | |
| Flow Mechanism Within Combustor – Dump Diffusers | |
| Tadashi MORIOKA – Shinji HONAMI | 81 |
| * News from Laboratories * | |
| Aeroengine Research Activities of National Aerospace Laboratory | |
| Hiroyuki NOUSE – Kitao TAKAHARA | 89 |
| * Note * | |
| IHI Aerospace Museum | Kanji MURASHIMA 92 |
| * Data * | |
| Various Problems of the Gas Turbine Combustors and Examples of | |
| the Countermeasures against Them (Part 1) | 95 |
| Status of the Gas Turbine Production in Japan GTSJ 1987 | 115 |
| “THE 33 rd ASME INTERNATIONAL GAS TURBINE AND AEROENGINE | |
| CONGRESS AND EXPOSITION” | 123 |
| * Report from GTSJ * | |
| The Panel Committee | 137 |
| * News * | |
| Report of the Observation to Yokkaichi Power Plant, | |
| Chubu Electric Power Co. | Masashi AKIBA 144 |
| * Members Forum * | |
| Compressed Air Energy Storage Systems | Akira NISHI 146 |



第 13 期会長就任挨拶

日本工業大学 松 木 正 勝

去る4月28日の通常総会において第13期の会長に選出されました。誠に光栄に存じますと共に任務の重大さを痛感致しております。

幸にも歴代の会長はじめ理事の皆様方の御努力によって、学会の基礎は確立され、活発な学会活動が行なわれると共に、昨年は第4回国際ガスタービン会議東京大会を開催し、成果を挙げるなど、年々発展を続けておりますことは誠に御同慶に存じます。

私はこの伝統を受け継ぎ、経験豊かな理事の方々の御協力を得て、学会の一層の発展に微力を尽す所存でございます。

ガスタービンは軽量大出力の特長が最も生かせる航空機用として、その実用化の第一歩を踏み出してから早や1/2世紀になろうとしています。この間に航空機用としては、高バイパス比ターボファンエンジンは500人乗りの広胴機用原動機として低燃費、高信頼性で航空輸送革命をもたらし、人的、物的交流を画期的に増大しました。又超音速機用エンジンとして超音速輸送機を実用化しましたが、今後この方面での発展が計画されており前途は明るい見通しです。

一方地上用としては、十分に発達した既存の原動機を凌駕せねばならないため、利用範囲の拡大は遅々としていきましたが、ガスタービン技術が発展し、高効率、高温化が計られるにつれて、排熱の有効利用が可能になり、大型機としては100万KW単位の発電設備として、発電効率で最新鋭火力発電設備に匹敵するのみならず、部分負荷時の発電効率を格段に向上させることが出来る様になりLNG利用発電設備に広く用いられ始めています。又小型機としては、排熱を利用する電熱供給のコージェネレーションシステムとして実用化が広

がりつつありますし、非常用としては十分な理解が得られた段階に達した様に思われます。

自動車用としては、その動力使用状態として極端な部分負荷使用が多いためガスタービンはまだ実用化されていませんが、ガスタービンであるターボチャージャーを過給用低圧系とし利用するエンジンが増加しており、セラミックスターボチャージャーさえ実用化されています。

この様に見て来ますと、ガスタービンは未だそれ自体として成長段階にある若い原動機であり、関連技術の発展により更に一層の進歩が予測されます。ガスタービンは材料、加工法、空力設計技術、冷却タービン技術など現在ガスタービンの性能向上の制約になっている技術が発展するにつれて急速に進歩します。それはこれらの制約が自分自身の作動原理によるものではないからです。これは他の多くの原動機が作動原理での限界に近づいているため、これ以上の進歩が非常に困難になっているのとよい対照をなしています。

また最近益々認識が深くなっている面は、ガスタービンをシステムの中心的一要素として利用しシステムとして高性能を実現する方向です。

これはガスタービンが本質的に信頼性の高いシステムがあること、および熱のカスケード利用の高温部を受持つことが出来ることによります。

従って材料加工など周辺技術が進歩しサイクル最高温度が上昇するにつれて更に利用範囲が拡大して行くものと考えられます。

この様にガスタービンの現状と将来の見通しは明るく、21世紀の重要な熱機関として多方面に用いられて行くものと考えられます。従ってそれ自身の発展を支える周辺技術との交流が重要になると共に、生産量の増大による用途の多様化と量的

な増加によって広範囲にユーザーを生み出します。又諸外国とも交流が深まってまいります。

ガスタービン学会としては、この様な関係者の増加に対してこれらの人々を会員として受入れ各人の業務に役立つ様な情報を供給し、又人的な接触による情報交換を促進し、ガスタービン技術の安定した発展を計る事が大切であると思われま

今期はこれらの点に留意し、ガスタービンに係した人々の御役に立つ様に活動を進めて行きたいと思っています。

終わりに稲葉会長をはじめとする第12期の役員の皆様の御苦勞に心から感謝申し上げて会長就任の挨拶と致します。

§ 入 会 者 名 簿 §

正 会 員

| | | |
|---------------------------|----------------|------------------|
| 松本 浩明 (日立オートモティブエンジニアリング) | | 醍醐 秀博 (日本自動車研究所) |
| 中野 則男 (日産) | 上野 斌 (日立造船) | 渡辺雄治郎 (アイシン精機) |
| 中山 照三 (モリタ製作所) | 保住 和生 (モリタ製作所) | 伊藤 健 (三陽電機) |
| 平川 博将 (川崎重工) | 梶田 眞市 (川崎重工) | 林 正夫 (電中研) |
| 土師 俊幸 (三菱重工) | 渡辺 静意 (都立航空工専) | 大目 誠一 (三菱重工) |
| 石原 崇夫 (三菱重工) | 高橋 貞信 (三井造船) | 篠原 虔章 (川崎製鉄) |
| 瀧 将展 (航技研) | 遠藤 幸雄 (東北電力) | 矢吹 雅男 (東北電力) |

学生会員より正会員へ

| | | |
|---------------|---------------|-------------|
| 高石 昌雄 (阪上製作所) | 田中 隆夫 (陸上自衛隊) | 河野 学 (川崎重工) |
|---------------|---------------|-------------|

学生会員

| | | |
|-----------|------------|------------|
| 鄭 孝玟 (東大) | 鷲尾 修司 (東大) | 岡林 章宏 (東大) |
|-----------|------------|------------|

日本ガスタービン学会賞（第4回）報告

学会賞審査委員会委員長 須之部 量 寛

日本ガスタービン学会賞は本学会創立10周年を記念して昭和57年に制定され、2年毎にガスタービン及び過給機に関する優れた論文ならびに技術に対して贈られるものであります。今回（第4回）は、論文については昭和58年11月以降昭和62年10月迄に日本ガスタービン学会誌または国際会議 Proceedings に公表された論文、また技術についてはガスタービンまたは過給機に関連し、同上期間に完成された新技術が選考の対象とされました。

学会誌昭和62年9月号に募集広告をし、編集委員会が推薦した論文18篇ならびに応募した論文1篇、技術3件に対し、学・業界の権威者13名から成る審査委員会によって慎重かつ公正な審査が行われ、理事会の議を経て、下記のとおり論文4件、技術2件の受賞が決定されました。

受賞論文，技術の抄録

論文賞

Development of Casing Wall Boundary Layer Through an Axial Compressor Rotor

九州大学工学部 井上 雅弘，九郎丸 元雄，福原 稔

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

軸流圧縮機のハブおよびケーシング面に発達する境界層は、動・静翼列の流れと干渉して複雑な流動現象を呈するが、この領域の流動損失が全損失に占める割合は大きく、また軸流速度の減少による排除効果が流路中央の速度線図にも影響を及ぼすので、このような端壁（環状壁）効果を適確に見積もることは重要な課題である。

本研究は、端壁効果の評価法として設計に有用な端壁境界層理論において、運動量積分方程式に含まれる翼力欠損項の従来の取扱いが、翼端すきまを有する動翼ケーシング面において不備であることに着目して行なった実験的研究である。すなわち、設計点の異なる2種の軸流圧縮機動翼について翼端すきまを0.5～5mmの範囲で変化させ、流量および動翼入口のケーシング境界層厚さを変えて動翼前後の流れを詳細に測定し、翼端す

きまがケーシング境界層に及ぼす影響を明らかにした。さらに、実験結果を考察することにより、軸方向と回転方向の翼力欠損に関する二つの補助方程式を導出し、これを用いて端壁境界層の運動量積分方程式を簡易計算法によって解き、動翼後方のケーシング境界層積分パラメータの予測値が妥当であることを確認した。

日本ガスタービン学会賞（第4回）報告

学会賞審査委員会委員長 須之部 量 寛

日本ガスタービン学会賞は本学会創立10周年を記念して昭和57年に制定され、2年毎にガスタービン及び過給機に関する優れた論文ならびに技術に対して贈られるものであります。今回（第4回）は、論文については昭和58年11月以降昭和62年10月迄に日本ガスタービン学会誌または国際会議 Proceedings に公表された論文、また技術についてはガスタービンまたは過給機に関連し、同上期間に完成された新技術が選考の対象とされました。

学会誌昭和62年9月号に募集広告をし、編集委員会が推薦した論文18篇ならびに応募した論文1篇、技術3件に対し、学・業界の権威者13名から成る審査委員会によって慎重かつ公正な審査が行われ、理事会の議を経て、下記のとおり論文4件、技術2件の受賞が決定されました。

受賞論文，技術の抄録

論文賞

Development of Casing Wall Boundary Layer Through an Axial Compressor Rotor

九州大学工学部 井上 雅弘，九郎丸 元雄，福原 稔

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

軸流圧縮機のハブおよびケーシング面に発達する境界層は、動・静翼列の流れと干渉して複雑な流動現象を呈するが、この領域の流動損失が全損失に占める割合は大きく、また軸流速度の減少による排除効果が流路中央の速度線図にも影響を及ぼすので、このような端壁（環状壁）効果を適確に見積もることは重要な課題である。

本研究は、端壁効果の評価法として設計に有用な端壁境界層理論において、運動量積分方程式に含まれる翼力欠損項の従来の取扱いが、翼端すきまを有する動翼ケーシング面において不備であることに着目して行なった実験的研究である。すなわち、設計点の異なる2種の軸流圧縮機動翼について翼端すきまを0.5～5mmの範囲で変化させ、流量および動翼入口のケーシング境界層厚さを変えて動翼前後の流れを詳細に測定し、翼端す

きまがケーシング境界層に及ぼす影響を明らかにした。さらに、実験結果を考察することにより、軸方向と回転方向の翼力欠損に関する二つの補助方程式を導出し、これを用いて端壁境界層の運動量積分方程式を簡易計算法によって解き、動翼後方のケーシング境界層積分パラメータの予測値が妥当であることを確認した。

Burning Velocities of Premixed Sprays and Their Coburning Characteristics

大阪大学工学部 水谷 幸夫, 中部 主敬, 谷村 聡

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

燃焼速度は火炎の安定性や燃焼負荷率を支配する重要因子の一つであり, 気体燃料に対しては数多くのデータが報告されている。ところが, 噴霧に対しては, 実験の難しさから, データが極めて乏しい状態にある。そこで, 浮遊油滴の流れの中にパイロット火炎から逆円錐形の火炎を形成させる「予混合噴霧バーナ」を開発し, 噴霧の燃焼速度を測定した。その際, 燃焼速度を算出するための火炎代表面の決定に, 従来から行われている直接写真やシュリーレン写真の利用を検討したが, 噴霧火炎のように脈動の激しい火炎には適しないことが判明した。そこで, 比較的低温の火炎の対しては反応率と直接対応する OH ラジカル自発光像を用いて火炎代表面を決定する方法を考案した。

念のため, OH 自発光の輝度分布とガスの温度や組成の分布を対比したところ, 時間平均的な輝度と反応率とはよく対応することが確認された。

この方法で測定された噴霧の燃焼速度は, 定性的には従来のデータと一致したが, 定量的には約半分となり, 噴霧の定常性を向上させたことと, 新しい火炎代表面決定法を採用したことの効果が現れた。さらに, 予混合噴霧に気体燃料を加えた気液混焼時の燃焼速度も測定し, 全燃空比が小さく, 油滴平均粒径も小さい場合に, 専焼時に比べて燃焼速度が顕著に増加することを見出した。また, 燃焼速度を最大にする混焼割合や油滴平均粒径が存在することも分かった。

High Temperature Wind Tunnel Testing of Film Cooled Blades

㈱東 芝 荒木 達雄, 中田 裕二, 伊藤 勝康,
福山 佳孝, 大友 文雄

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

ガスタービンの入口ガス温度, 圧力の上昇に伴って, 寿命上許容し得る温度に翼を冷却するため複雑な冷却構造を持つ翼が用いられるようになった。フィルム冷却は特に有効な冷却法であり, 対流冷却と組合わせて用いられている。この様な翼を設計したり, 寿命を評価するには翼金属の温度を正確に求めることが必要であり, そのためにはガスタービンが実際に作動する熱的, 流体力学的条件下での冷却翼の冷却効率を知ることが必要である。そこで冷却翼の熱と流れを1次元化した解析モデルを作成し, 翼表面の熱伝達率に影響を及ぼす主流の乱れが一定であると仮定して, 冷却効率を支配する無次元数を抽出した。フィルム冷却翼では無次元数の効果を理論的に補正出来

ないので無次元数と冷却効率との関係を実験的に求めた。抽出した無次元数はレイノルズ数, マッハ数, ビオー数, 主流と冷却空気との温度比である。これらのパラメータが独立に変えられる高温風洞実験装置を開発し, 対流冷却翼, 対流+多列フィルム冷却翼の二次元モデルを試験し, 次のことを明らかにした。

- (1) フィルム+対流冷却翼では対流冷却翼と比較して冷却効率はレイノルズ数の影響を受け難い。レイノルズ数が増加すると冷却効率はわずかに低下するが, ある値以上になるとわずかに増加する。
- (2) 冷却効率はマッハ数が増加すると増加し, 温度比, ビオー数が増加すると減少する。

Burning Velocities of Premixed Sprays and Their Coburning Characteristics

大阪大学工学部 水谷 幸夫, 中部 主敬, 谷村 聡

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

燃焼速度は火炎の安定性や燃焼負荷率を支配する重要因子の一つであり, 気体燃料に対しては数多くのデータが報告されている。ところが, 噴霧に対しては, 実験の難しさから, データが極めて乏しい状態にある。そこで, 浮遊油滴の流れの中にパイロット火炎から逆円錐形の火炎を形成させる「予混合噴霧バーナ」を開発し, 噴霧の燃焼速度を測定した。その際, 燃焼速度を算出するための火炎代表面の決定に, 従来から行われている直接写真やシュリーレン写真の利用を検討したが, 噴霧火炎のように脈動の激しい火炎には適しないことが判明した。そこで, 比較的低温の火炎の対しては反応率と直接対応する OH ラジカル自発光像を用いて火炎代表面を決定する方法を考案した。

念のため, OH 自発光の輝度分布とガスの温度や組成の分布を対比したところ, 時間平均的な輝度と反応率とはよく対応することが確認された。

この方法で測定された噴霧の燃焼速度は, 定性的には従来のデータと一致したが, 定量的には約半分となり, 噴霧の定常性を向上させたことと, 新しい火炎代表面決定法を採用したことの効果が現れた。さらに, 予混合噴霧に気体燃料を加えた気液混焼時の燃焼速度も測定し, 全燃空比が小さく, 油滴平均粒径も小さい場合に, 専焼時に比べて燃焼速度が顕著に増加することを見出した。また, 燃焼速度を最大にする混焼割合や油滴平均粒径が存在することも分かった。

High Temperature Wind Tunnel Testing of Film Cooled Blades

㈱東芝 荒木 達雄, 中田 裕二, 伊藤 勝康,
福山 佳孝, 大友 文雄

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

ガスタービンの入口ガス温度, 圧力の上昇に伴って, 寿命上許容し得る温度に翼を冷却するため複雑な冷却構造を持つ翼が用いられるようになった。フィルム冷却は特に有効な冷却法であり, 対流冷却と組合わせて用いられている。この様な翼を設計したり, 寿命を評価するには翼金属の温度を正確に求めることが必要であり, そのためにはガスタービンが実際に作動する熱的, 流体力学的条件下での冷却翼の冷却効率を知ることが必要である。そこで冷却翼の熱と流れを1次元化した解析モデルを作成し, 翼表面の熱伝達率に影響を及ぼす主流の乱れが一定であると仮定して, 冷却効率を支配する無次元数を抽出した。フィルム冷却翼では無次元数の効果を理論的に補正出来

ないので無次元数と冷却効率との関係を実験的に求めた。抽出した無次元数はレイノルズ数, マッハ数, ビオー数, 主流と冷却空気との温度比である。これらのパラメータが独立に変えられる高温風洞実験装置を開発し, 対流冷却翼, 対流+多列フィルム冷却翼の二次元モデルを試験し, 次のことを明らかにした。

- (1) フィルム+対流冷却翼では対流冷却翼と比較して冷却効率はレイノルズ数の影響を受け難い。レイノルズ数が増加すると冷却効率はわずかに低下するが, ある値以上になるとわずかに増加する。
- (2) 冷却効率はマッハ数が増加すると増加し, 温度比, ビオー数が増加すると減少する。

The Effects of Free Stream Turbulence on Full-Coverage Film Cooling

東京大学工学部 笠木伸英, 細谷浩司,
平田賢, 鈴木雄二

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

全面膜冷却は高温ガスタービン翼の冷却方式として重要な要素技術であるが、実機で予想される多くの流体力学的諸因子の影響に関する知見は乏しく、その冷却性能の予測は困難となっている。本研究は、燃焼器や翼列によって生じる主流乱れの影響に関して、凹凸平面の各膜冷却試験壁を用いて実験的検討を行ったものである。吹出し質量速度比 $M=0.5$ 、同運動量比 $I=0.27$ の条件下で、風洞試験部入口で乱れ強さ約5%の等方的主流乱れを発生させ、各試験壁上の離散的な吹出しを伴う乱流境界層内の3次元的速度、温度分布を測定した。さらに、感温液晶の色彩変化をデジタル画像処理システムによって定量的に処理し、壁面上の温度分布、即ち膜冷却効率を測定した。こ

れらの結果から以下の結論が得られた。

主流乱れは全面膜冷却における吹出し流のスパン方向及び壁垂直方向の乱流拡散に相応の変化をもたらすが、その影響の程度は壁面曲率によって以下のように異なる。凹面壁では主流乱れの影響は著しく、吹出し流の運動量、温度の拡散は迅速に進むため、冷却効果は減少する。凸面壁では吹出し流の軌跡が比較的壁近くに留まるため、全般的に主流乱れの影響は小さく、冷却効率の変化も無視し得る。平面壁での主流乱れの影響は凹凸面壁上のそれらの中間的状況にある。乱流拡散の増進によって冷却効率のスパン方向分布は平滑化するが、平均冷却効率の変化は小さい。

技術賞

F 3-30 ターボファンエンジンの開発

防衛庁技術研究本部第三研究所 神津正男, 濱谷博, 山田秀次郎
石川島播磨重工業株式会社 石川達, 石沢和彦

F 3-30 エンジンは、推力16KN級の2軸ターボファンエンジンであり、航空自衛隊のジェット練習機(XT-4)に搭載されている。

昭和50年度に、防衛庁技術研究本部第3研究所が、石川島播磨重工業株式会社の協力の下に研究を開始し、昭和60年度に開発を完了した。F 3-30 エンジンがもっとも特徴とするところは、信頼性の高いことである。特に、航空機のいかなる運動や姿勢に対しても、安定に作動すること、及び空中における再始動が広い飛行範囲において確実であることが挙げられる。次に、操作性応答性の高いこと、即ちパイロットがスロットル操作したときに、出力が即座に追従できることである。もう1つの大きな特徴は、研究開発段階から徹底し

たコストの管理を行ったことである。

以上の特徴の背景をなす技術上の特徴としては、前述の信頼性、操作性応答性、コスト管理のほかに、軽量小型であること、換言すれば推力重量比が約5であり、同種外国エンジンに比して高く、また、燃料消費率が小さいことである。これらのことは、このエンジンでは差動軸受を使用するなどの軽量構造を採用したこと、ならびに、エンジンのファンをはじめ、各構成要素が高い効率で実現できたことに因り、可能となったものである。現在既にXT-4による飛行試験もすべて成功裡に完了し、エンジンの総運転時間は、約10,000に達している。

The Effects of Free Stream Turbulence on Full-Coverage Film Cooling

東京大学工学部 笠木伸英, 細谷浩司,
平田賢, 鈴木雄二

[Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress]

全面膜冷却は高温ガスタービン翼の冷却方式として重要な要素技術であるが、実機で予想される多くの流体力学的諸因子の影響に関する知見は乏しく、その冷却性能の予測は困難となっている。本研究は、燃焼器や翼列によって生じる主流乱れの影響に関して、凹凸平面の各膜冷却試験壁を用いて実験的検討を行ったものである。吹出し質量速度比 $M=0.5$ 、同運動量比 $I=0.27$ の条件下で、風洞試験部入口で乱れ強さ約5%の等方的主流乱れを発生させ、各試験壁上の離散的な吹出しを伴う乱流境界層内の3次元的速度、温度分布を測定した。さらに、感温液晶の色彩変化をデジタル画像処理システムによって定量的に処理し、壁面上の温度分布、即ち膜冷却効率を測定した。こ

れらの結果から以下の結論が得られた。

主流乱れは全面膜冷却における吹出し流のスパン方向及び壁垂直方向の乱流拡散に相応の変化をもたらすが、その影響の程度は壁面曲率によって以下のように異なる。凹面壁では主流乱れの影響は著しく、吹出し流の運動量、温度の拡散は迅速に進むため、冷却効果は減少する。凸面壁では吹出し流の軌跡が比較的壁近くに留まるため、全般的に主流乱れの影響は小さく、冷却効率の変化も無視し得る。平面壁での主流乱れの影響は凹凸面壁上のそれらの中間的状況にある。乱流拡散の増進によって冷却効率のスパン方向分布は平滑化するが、平均冷却効率の変化は小さい。

技術賞

F 3-30 ターボファンエンジンの開発

防衛庁技術研究本部第三研究所 神津正男, 濱谷博, 山田秀次郎
石川島播磨重工業株式会社 石川達, 石沢和彦

F 3-30 エンジンは、推力16KN級の2軸ターボファンエンジンであり、航空自衛隊のジェット練習機(XT-4)に搭載されている。

昭和50年度に、防衛庁技術研究本部第3研究所が、石川島播磨重工業株式会社の協力の下に研究を開始し、昭和60年度に開発を完了した。F 3-30 エンジンがもっとも特徴とするところは、信頼性の高いことである。特に、航空機のいかなる運動や姿勢に対しても、安定に作動すること、及び空中における再始動が広い飛行範囲において確実であることが挙げられる。次に、操作性応答性の高いこと、即ちパイロットがスロットル操作したときに、出力が即座に追従できることである。もう1つの大きな特徴は、研究開発段階から徹底し

たコストの管理を行ったことである。

以上の特徴の背景をなす技術上の特徴としては、前述の信頼性、操作性応答性、コスト管理のほかに、軽量小型であること、換言すれば推力重量比が約5であり、同種外国エンジンに比して高く、また、燃料消費率が小さいことである。これらのことは、このエンジンでは差動軸受を使用するなどの軽量構造を採用したこと、ならびに、エンジンのファンをはじめ、各構成要素が高い効率で実現できたことに因り、可能となったものである。現在既にXT-4による飛行試験もすべて成功裡に完了し、エンジンの総運転時間は、約10,000に達している。

新型 VGS (可変容量形) ターボによる高過給, 低燃費, 電子制御ディーゼルエンジンの開発

いすゞ自動車株式会社 岡田 健治, 及川 忠雄, 横田 克彦
石川島播磨重工業株式会社 原田 喜代治, 清水 正三

大型商業車の燃費改善, 運転操作性, 快適性及び積載性向上への要求が強い。当社らはこれらの要求を満たすために GVW 20 トンの商業車としては比較的小排気量 (9.8 リットル) で, 低公害を始め, 燃費, 出力, 信頼耐久性を格段に高めた画期的な直列 6 気筒ディーゼルエンジンを新開発した。本エンジンは低騒音化を狙ったラダフレームと OHC を基本構造として新開発の可変容量形ターボチャージャ (VGS), 可変スワール機構, 電子ガバナとタイマなど新技術を盛り込み, これらの総合的最適電子制御を行った高過給エンジンである。最高出力 300 PS, 最大トルク 129 Kgm ($P_{me} 16.5 \text{ kg/cm}^2$), 全負荷最低燃費率 145 g/PS·h と国内トップレベルの性能を確保した。

VGS ターボにおいては, コンプレッサ側では最適のバックワード・レイク角を新設定して高効率ブロー性能を得ると共に, かつ適切なブレード形状にして低サイクル疲労の寿命アップを図った。タービン側のみ可変としたが 12 枚のノズルベーンをタービン外周に設けてリンク系を介して外部のエアシリンダ・電磁弁により, エンジン回転速度などに応じて四つの開度に制御した。最大・最小のタービン容量比は約 2.1 と大きく, 駆動部の適切なクリアランスの設定などで全域で高効率なターボ特性と高い低速ブースト圧を得た。材料や表面処理も豊富な単体解析で選定し, ベンチ・実車の加速耐久試験などで十分な信頼耐久性を確保した。

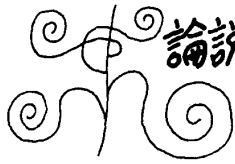
協 賛

○ 講習会 「多様化するエネルギー環境」

日 時 昭和 63 年 6 月 16 日 (木) 9 : 00 ~ 16 : 50

会 場 家の光ビル会議室

詳細は, (社) 日本機械学会 (Tel 03-379-6781) へお問い合わせ下さい。



論説・解説 1. 航空用ガスタービンの動向 亜音速エンジンの動向 航空エンジンの動向

石川島播磨重工業 村島完治

1. はじめに

最近の航空エンジンに関する技術向上や新しい形式の出現などは目ざましいものがあるが、その動向について数年前にその解説を書いたもの（日本航空宇宙学会誌 1984年12月号）を読み返して見ると、利用用途別の要求やエンジン形式の動向など基本的な方向には大きな変化はない。これを既に読んでおられる向きもあるので、この解説記事を参考としてこれを見直して現在の傾向を述べることにしたい。

2. 用途に対応したエンジン形式の動向

まず、用途あるいは搭載航空機別にエンジン形式を見ると、商用大型機用エンジンについては、

高亜音速飛行に於ける低燃費に重点があり、バイパス比の大きいターボファンエンジンが依然とし

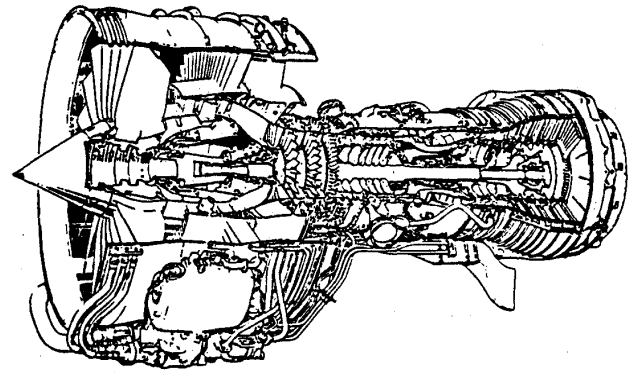


図2 5ヶ国共同開発エンジン V2500

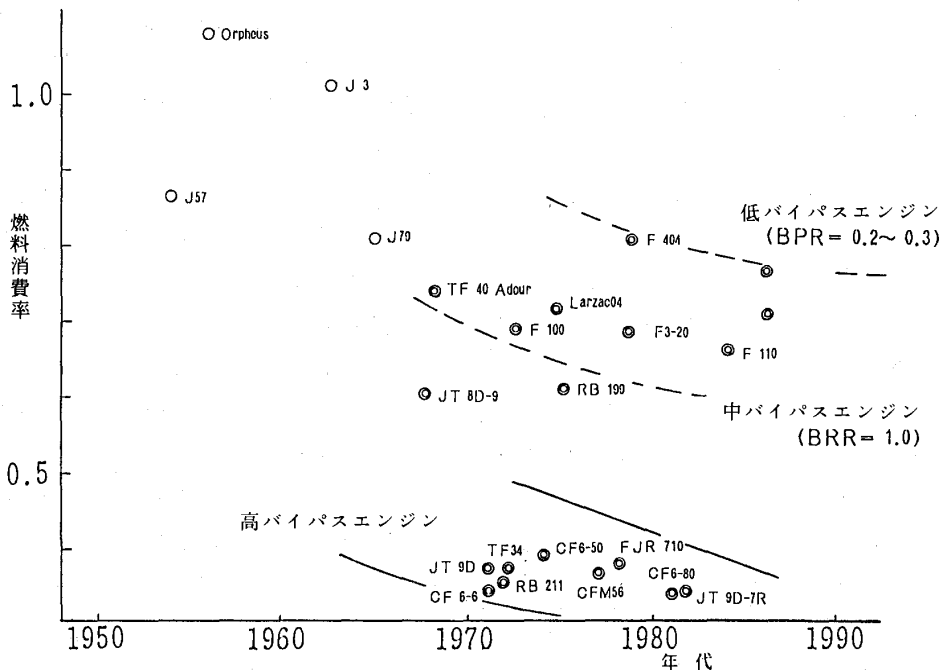


図1 燃料消費率の傾向

(昭和 63 年 5 月 9 日原稿受付)

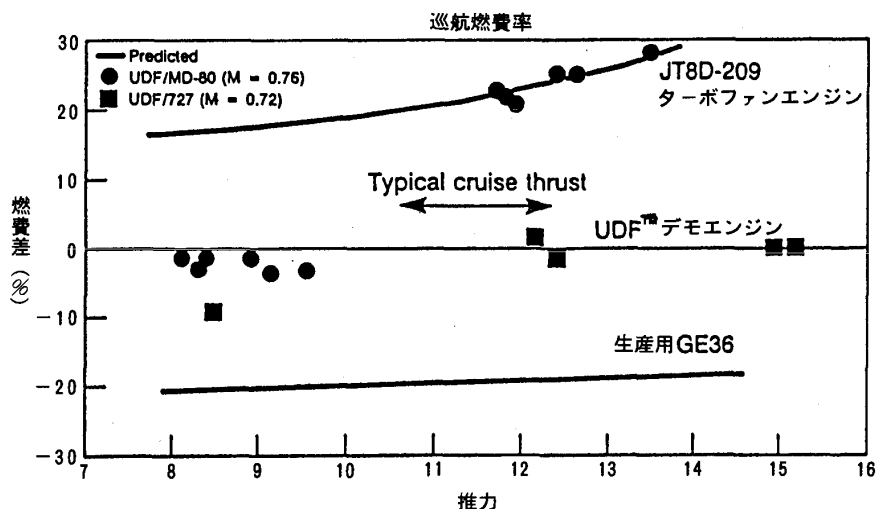


図3 GEのUDFエンジンの燃費率 (Av. Week Feb.29. 1988)

て大勢を占める中で、その燃費競争は熾烈である。最近これに割って入ったのが0.85 マッハクラスまでの低燃費を売物とする高速ターボプロップ(ATP)、つまりGEのUDFやPWA-アリソンのATPである。この低燃費に対抗するため高バイパスターボファンではバイパス比を更に上げてバイパス比15-20としたウルトラバイパスファン(UHB)が計画され、たとえばIAE社は「スーパーファン」の提案を機体メーカーに行なったが、まだ開発には至っていない。この「スーパーファン」に対抗してGEもCFM56をベースにUHBとしてGE45(35,000ポンド推力、CFMよりも6-10%燃費向上)を計画した。しかし大型機ではATPはエンジン搭載上4発装備が難しく、胴体後部の双発マウントに限定されるのでエンジン出力からこの採用に制約が出ると思われる。中型商用機用としては、エンジンサイズの点からその直径の制約が少なく、高バイパスターボファンからATPまでの適用が期待される。

コミュータ用のエンジンでは飛行距離がさして長くないので巡航速度は速いことは求められず亜音速での低燃費が要求されるが、ここでは運航コストよりも航空機の取得コストが重要であって、エンジンは低価格が最も重要と考えられている。エンジン形式はターボプロップが主流であり、これにATPが置き換わることとなろう。現在のところGE38UDFあるいはアリソンのATP計画がある。

次に小型高性能機としての戦闘機あるいは攻撃

機用のエンジンとしてはバイパス比の0.1-0.3程度のアフターバーナ付のターボファンが主流であり、残存性の見地から双発エンジンの考え方が主流であったが近年エンジンの信頼性が向上したことと経済性を見地から単発が特にヨーロッパで多くなって来ている。また高速巡航での航続距離を伸すためアフターバーナの無しのエンジンがヨーロッパで計画されている。

大型高速輸送機つまりSST/HST用としてはマッハ3-5の飛行を可能とするためアフターバーナを持ったターボファンが計画されているが、離着陸時の低速から高速飛行までの広い飛行範囲で高い効率を維持するためには可変サイクルが必要とされると考えられている。但しマッハ5附近となるとターボジェットではエンジン入口の空気温度がラム圧縮により高温になるのでターボラムあるいはエアターボラムジェットエンジンの形式が必要と考えられ、これについては本号の他の執筆者により解説されている。

3. エンジンサイクル上の特徴とその動向

(1) 全体圧力比

サイクル効率向上による燃費低減のため全体圧力比は依然上昇傾向にあり、高いものでは35-40に達している。高亜音速で飛行する商用ターボファンエンジンや開発中の高速ターボプロップエンジン(ATP)は高めであり、軍用の超音速機用はラム圧縮を考慮してやや低め、更に最近話題となっているHSTやスペースプレーン用のターボ系エンジンでは更に低めに設定され、エンジンイ

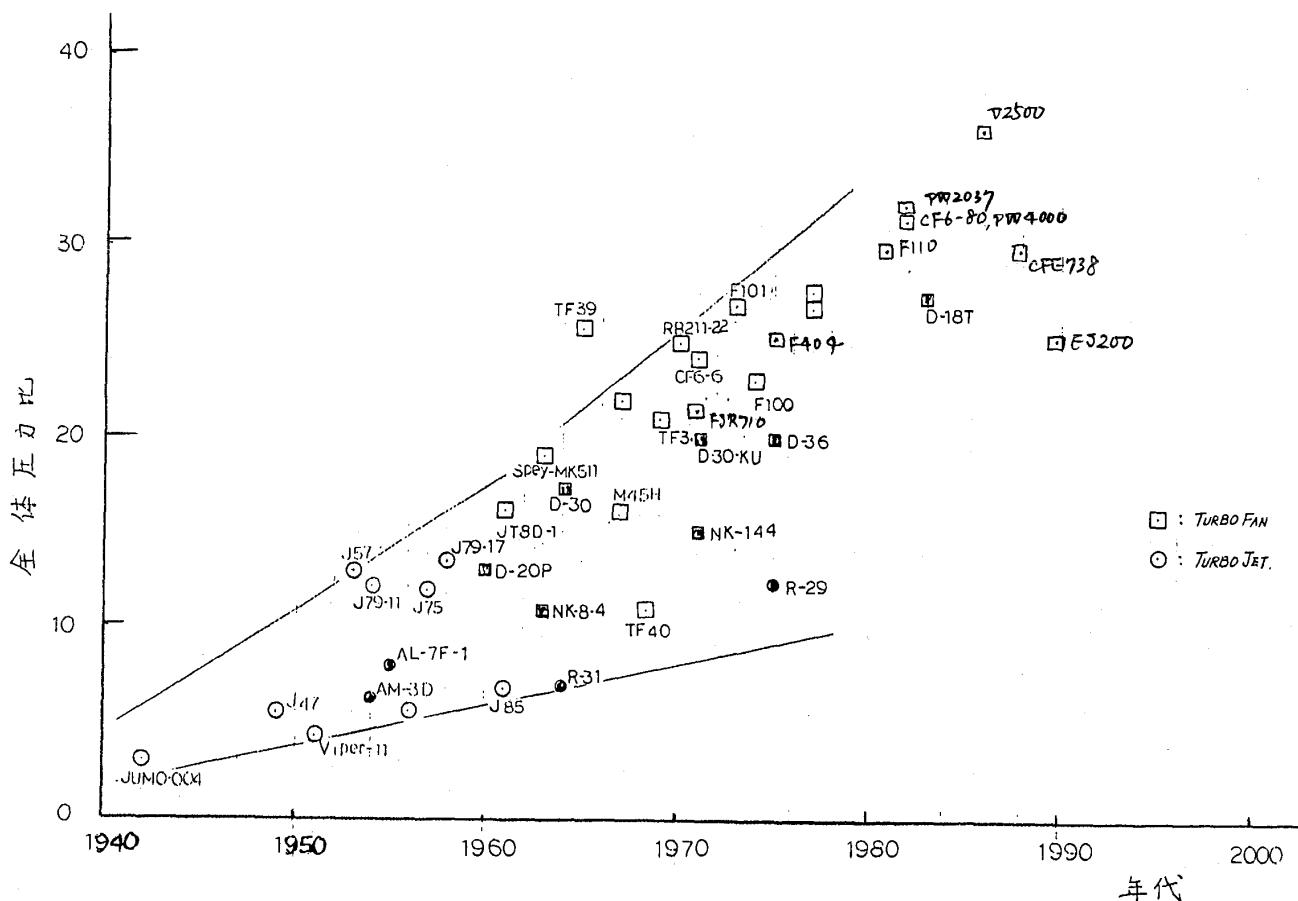


図4 エンジン全体圧比の傾向

ンテークでのラム圧縮による効果を期待してエンジンサイクルの選定が為されているところが一つの特徴となっている。ここでは空気取入れ口でのラム圧縮が加わり、ファン入口圧が10-20気圧と大きくなりエンジン本体のファンや圧縮機の圧力比は1.5-3程度で充分となってくる。そのためエンジンはもはや空気取入れ口から排気ノズルまでをエンジン全体と考えるとエンジンサイクルの評価が出来ないこととなって来ており、今までのエンジン本体のみでのサイクルパラメータはほとんど意味を持たないこととなった。つまり、かつては機体の一部としてエンジン設計では境界となっていた空気取入れ口はいまやエンジンの圧縮プロセスの重要な要素となったのであり、この効率がエンジン全体の効率つまり燃費率を支配することとなったことに注目したい。このように飛行マッハ数によって空気取入れ口の圧力比が大きく変化するのに対応してエンジン全体の圧力比を最適に制御するため、可変サイクルエンジンの構想が検討されており、HST用エンジンの開発の

中で具体化するものと思われる。

(2) タービン入口温度

サイクル最高温度としてのタービン入口温度はサイクル圧力比の増大に対応して上昇を続け1400℃に達している。しかるにタービン翼の材料はニッケル基の超合金に対して鑄造工程の改善や金属組織上の改善を図っても限界に近付いており、HST用エンジンなどでの1500-1600℃に耐えるためには現在研究が進められている金属間化合物、耐熱性の高いセラミックスやカーボンカーボン複合材などの新素材の実用化を期待する必要がある。

4. エンジン要素に於ける動向と特徴

ファンは高バイパス用で入口案内翼の無いものが一般化しているが、高速機用では圧力比の関係上多段であることやサイクル圧力比を可変にする必要性から可変取り付け角の入口案内翼が付く。ファン動翼では振動抑止の中間の柵をワイドコード翼の採用により廃止し、ファン効率の向上に寄与している。ワイドコード化による重量の増加を

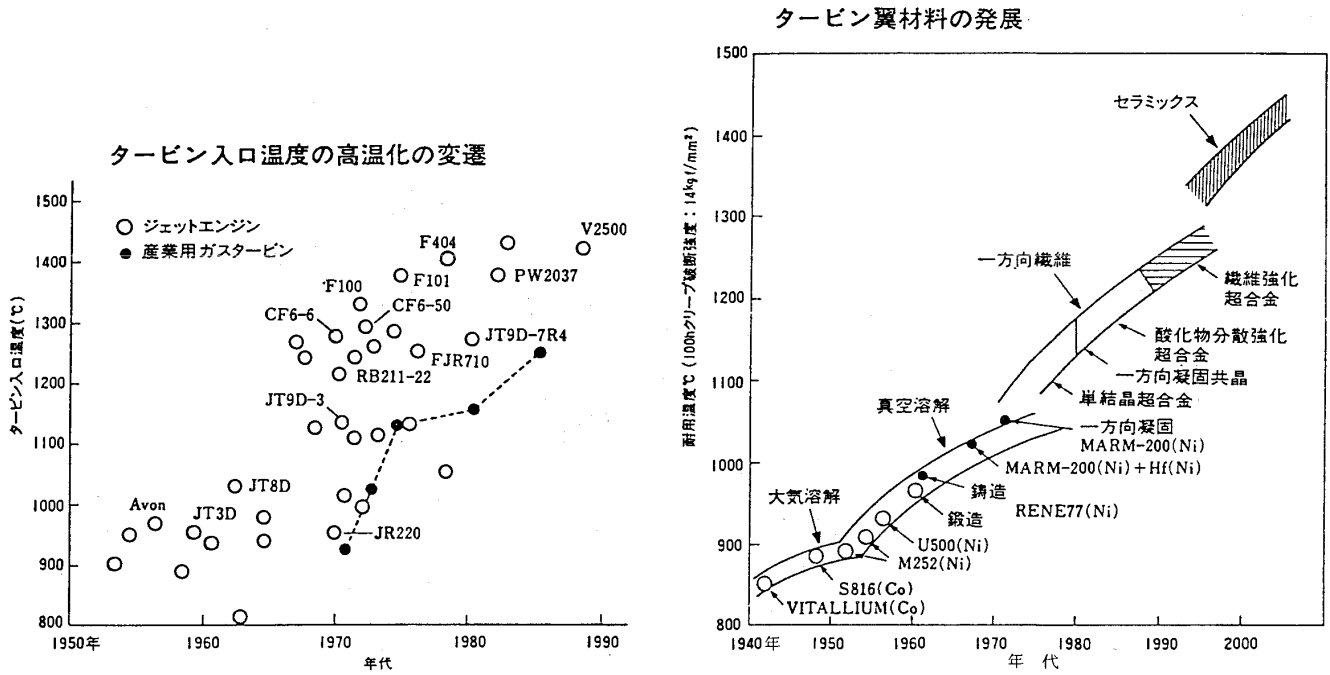


図5 タービン入口温度の変遷とタービン翼材料の発展 (ダイヤモンド R&Dトレンド '87・秋)

軽減するため中空ファン翼の採用される方向にある。圧縮機は小型のものではコンパクト化を図って軸流と遠心式の組合せが一般化している。燃焼器とタービンについては前述の温度の上昇に対応した改良の他は目立った動きは見られない。コントロールシステムはフルオーソリティのデジタル電子方式いわゆる FADEC へと移行している。商用エンジンは全 FADEC の多重制御、軍用はバックアップに油圧式を持つものもある。超高速用のエンジンで空気取入れ口がエンジンの重要な要素として扱われるようになることは前章で述べた。

5. 設計技術上の動向とその特徴

(1) 計算空気力学の利用

超高速大容量のスーパーコンピュータの実用化にともないエンジンの内部流れの設計解析計算は、三次元の超音速非粘性計算に壁面境界層の修正を加味した解析乃至は二次元粘性計算が実際の設計で実用化されており、ファン・圧縮機・タービンの効率向上に多大の寄与をしている。燃焼器の中の解析のような亜音速の流れでは燃焼現象までを取り込んだ三次元粘性解析が実用化されている。更に三次元の超音速粘性解析を設計の実用に耐えるような計算サイクルで使えるよう計算コードの開発が進められている。

航空機のごとく周囲条件の自由度のある解析と異なり、内部流れとしての拘束条件の多いエンジン用ではもう一步の改善が期待される。この分野では航空宇宙技術研究所に導入されたスーパーコンピュータが航空機関連メーカーに共同研究用としても利用出来るようになったことは技術の進歩に大きな貢献となっている。

(2) 三次元の構造解析

エンジンの軽量化は特に軍用機で強い要求として存在し、推力重量比は増大傾向にある。このため構造設計は軽量材料の選択とともに軽量構造設計が要求される。エンジンの設計に於ける構造解析は2軸或いは3軸の回転軸を全体に取込んで三次元解析を行なうことが既に一般化しているが、高応力の回転体のディスク類について塑性領域までを考慮に入れた弾塑性三次元解析の実用化へと移行しつつある。これの実用化には有限要素法などの適用の為のメッシュ切りを適切かつ自動的に行なってデータ入力を容易とするようなプリプロセッサおよび計算結果を評価しやすいように整理し表示するポストプロセッサの発達のおかげをこうむっている。

(3) エンジンシミュレーション

高速大容量のコンピュータが手軽に設計に使用できるようになり、エンジン特性のデジタルシ

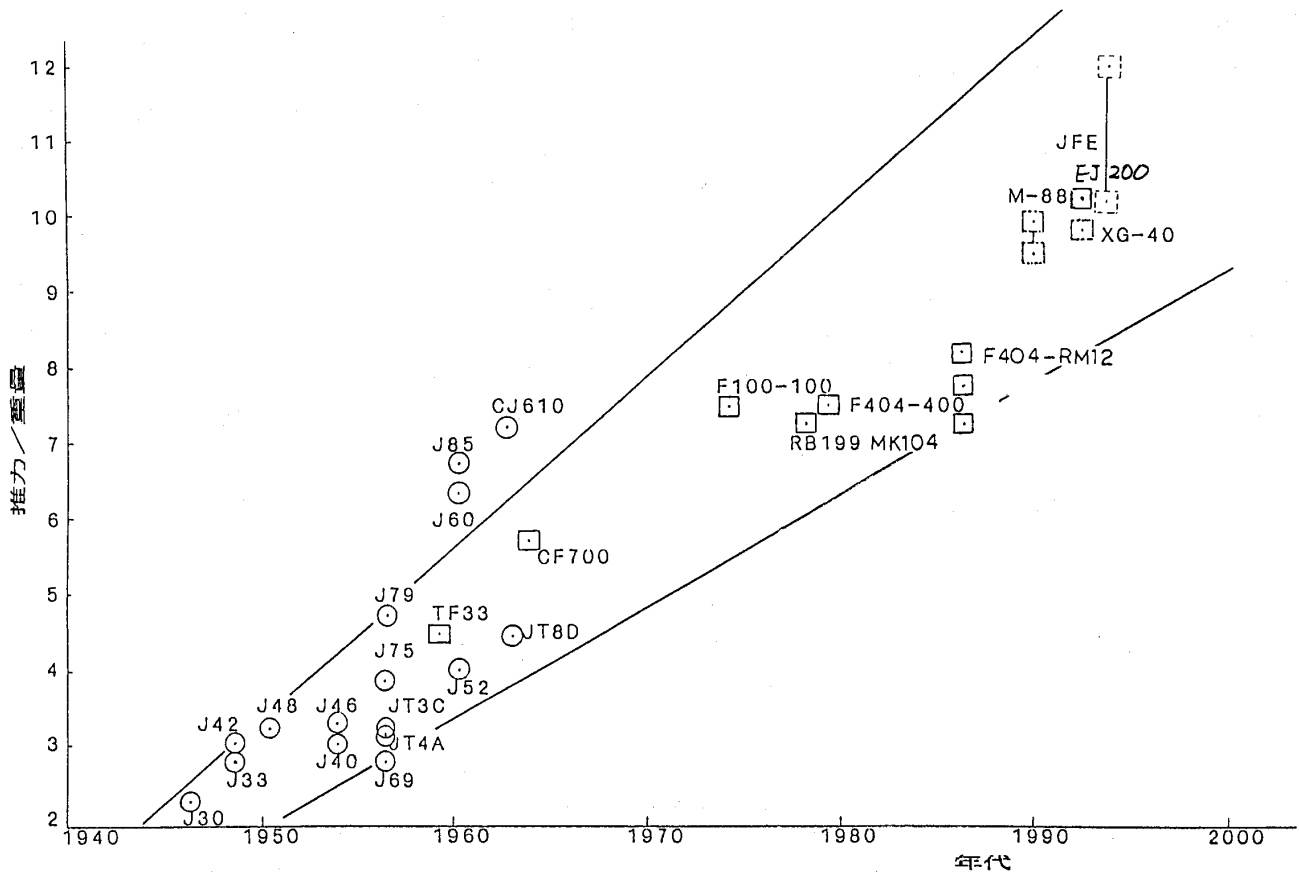


図6 エンジンの推力/重量比の傾向

ミュレーションを自由に行なうようになった。これによりエンジンコントロールシステムの設計解析の精度が上がり、また可変サイクルエンジンのサイクル特性の解析を容易に実施できるようになった。

(4) CAD/CAM/CAEあるいはCIM

CAD/CAMについてはもはや述べるまでもないが、計画図、製作図から製作用の工程設計、更に検査工程までを一元化してデータベース上でリンクする生産方式が一般化している。更に部品台帳をデータベース上で管理し、エンジンのコンフィグレーションコントロールも併せて行なう方式が一般化している。現在進められているエンジンの5カ国国際共同開発ではこれらを国際回線でリンクし各参加パーティが一つのネットワークでつながって設計あるいは試験データをやり取りし、事業を推進している。

6. 信頼性要求の動向と信頼性解析・試験

航空機およびエンジンに対する信頼性の要求は、幾つかの事故の経験あるいは運用経済性の観点からますます強くなり、実際の試験による信頼

性の実証が求められる。エンジンの各部品・要素レベルの信頼度や寿命を解析と実証試験により量的に把握してエンジンの運用・整備を行なう思想が採用されて来ている。米国が軍用エンジンに要求したいわゆる ENSIP の思想が今後一般に採用されよう。材料レベルでのクラック伝播特性などについて実寸法の材料でのデータ蓄積、構造設計に於ける損傷許容設計の手法の実用化、繰返し荷重のかかる重要部品の低サイクル疲労寿命の予測解析と試験などが開発試験で一般化している（これについては1987年1月の本学会ガスタービンセミナーの小生のテキストを参照していただきたい）。

7. 目標コストに合わせる設計手法

航空エンジンはとかくその性能本位あるいは信頼性に重点を置くあまり、コストに対し配慮が不足するケースが出てくる。信頼性などを実証する為に開発時に多大の費用がかかるエンジンではその生産コストを適正なレベルに持ってゆくことが商品としての価値を維持する上で、また軍用に開発する場合の政府の調達予算を確保する為に重

要な意味を持つ。その為導入された思想が「デザイン・ツー・コスト」つまり、目標コストをエンジンの各要素ごとにあらかじめ割り付けて設定しこれに合致するよう設計を修正してゆく設計方式である。このことは一般の民生品としての商品開発ではいわばあたりまえのこととなっているが、航空機およびエンジンにもこの思想が取入れられ、過去の開発・生産の際のデータを基にコスト割り付けと、要求機能や信頼性を損なわない範囲で設計の見直しを行なう。我が国でも、最近実用化に入ったF3ターボファンエンジンはこの思想を取込んで開発が行なわれた事例である。

8. 材料および製法法の動向

エンジンの軽量化、高圧力比化、高温化の要求に伴い、材料も常温部材の軽合金化と高温部への超合金の適用拡大がその特徴となり、チタン合金とニッケル系の超合金とでその大部分を占める例が多くなった。チタン合金はある程度の耐熱性を要求されて改善が行なわれ、超合金はその耐熱温度と寿命の向上を図るため casting process に細かい制御を加える手法が採られ、一方向凝固から現在では単結晶のタービン翼が一般化している。複合材ではFRPはエンジンには用途が限定され、ファンの静翼やノーズコーンにわずか使用される

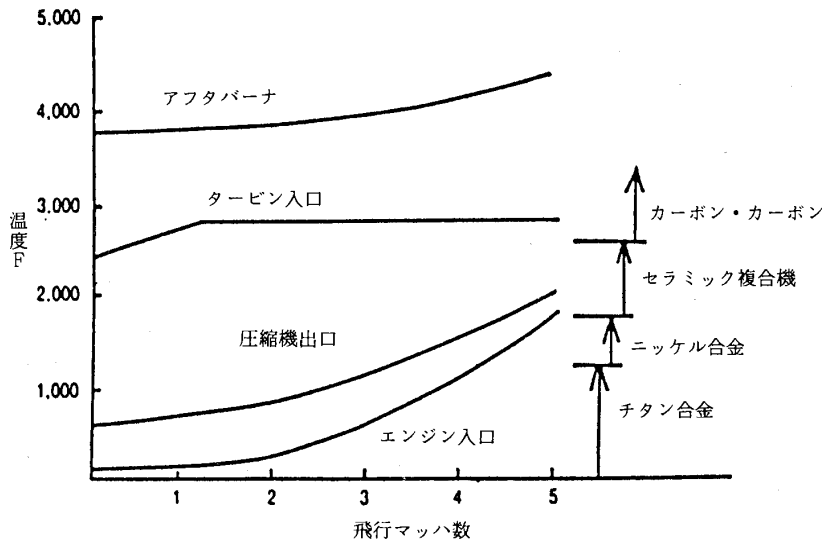


図7 飛行マッハに対するエンジン内部温度と適用材料例 (Aerospace American Sept. 1987)

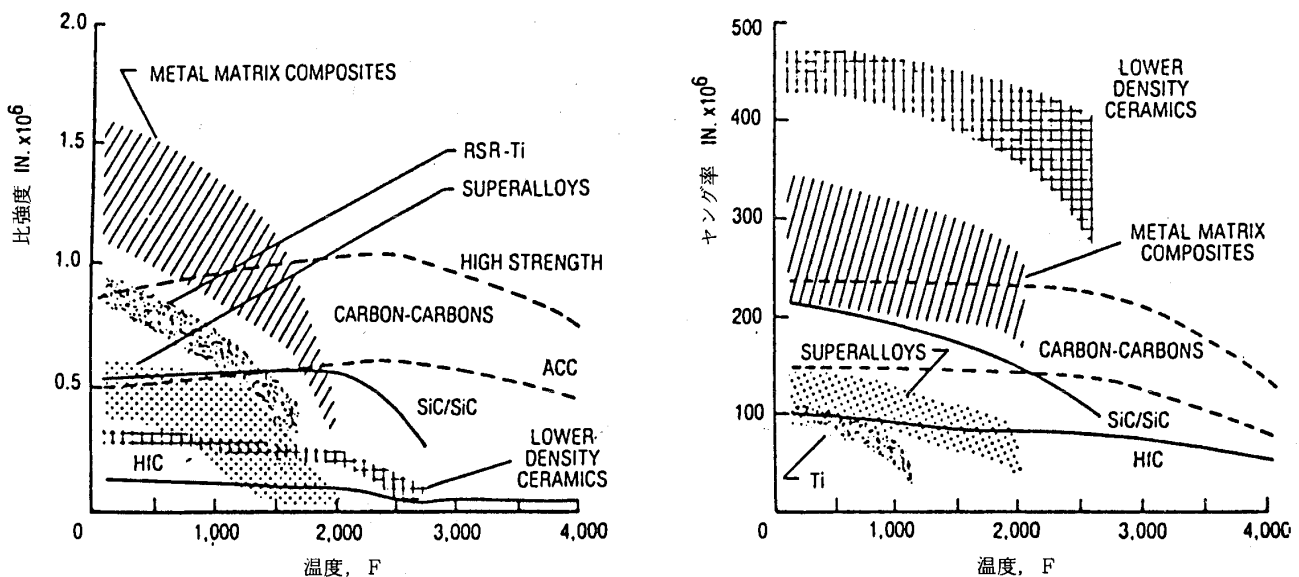


図8 高温部用材料の特性 (Aerospace American Oct. 1987)

に留っている。FRMはSSTクラスまでのエンジンには有効と考えられ、アルミ、チタンマトリクスのみならずニッケル系のマトリクスを用いたいいわゆるFRSの開発も進められているが、ディスクの様な回転部品にどのように成型するかが課題である。実用化までにまだ時間がかかると思われる。金属間化合物やセラミックス、カーボン/カーボン材の実用化にも今後期待して行くこととなる。

製造法では、切り粉を出さないいわゆるニアネットシェイプ加工が一般化して来ている。精密型鍛造あるいは粉末冶金法により素材の成型の段階で製品の形状に近く仕上げ、機械加工を少なくする加工法であり、材料の経済性とともにより製品の品質向上に寄与している。工場はいわゆる機械工場のおもむきを次第に変えて来ており、板金溶接構造による組み立て部品では電子ビーム溶接からレーザ溶接へと熱影響の少なく自動化された接合法が採られている。

9. エンジンの試験・計測法の動向

エンジンは工場での運転試験は地上での試運転台でまず行なわれるのであるが、航空エンジンであるから当然その高空飛行時の特性が第一に重要なことは言を待たない。V2500など最近のエンジン開発試験ではその試験の初期から、航空飛行状態をシミュレートする高空性能試験設備にエンジンを搭載して試験が行なわれるようになった。米国、英国、フランス、西独などエンジンの開発を行なっている諸国ではこの高空性能試験設備を所

有しているが、建設費用の点で我が国にはまだこの設備はない。過去のエンジン開発では外国のこれら設備を借用して試験を実施したが、借用期間が極めて限定され、試験の実施に苦勞をして来たので国家レベルで新設されることを期待したい。

エンジンの運転試験に於いては運転計測は自動化され、数千点の計測点を同時計測するシステムが運用され、リアルタイムにデータ解析と表示がされて、設計者は通信回線により自分のオフィスから試験状況をモニター出来るやり方が採られている。同時にこの計測されたデータを基にエンジンおよび計測データの異常を診断し自動的に表示とエンジンを安全サイドに移行させる制御を実施する故障診断・処置エキスパートシステムを組込んだ方式が実用化されている。

10. 最近のエンジンのトピックス

最近のトピックスについて簡単に触れると、

(1) 高バイパスターボファン：大型ではGEのCF6 (CF6-80C2など)とPWAのPW4000 (PW4056など)とが50,000-60,000ポンド推力レベルでしのぎをけずり、B747のエンジンのシェアを分け合っている、日本に於いてはCF6が新しい注文を得て優勢である。またRRのRB211 (RB211-524Gなど)もこの分野でのヨーロッパのシェアを持っており、ビック3でシェアを分け合っている。150人乗り航空機用ではCFM56とV2500とが競争しており、先発のCFM56が先行しているものの燃費率でV2500が

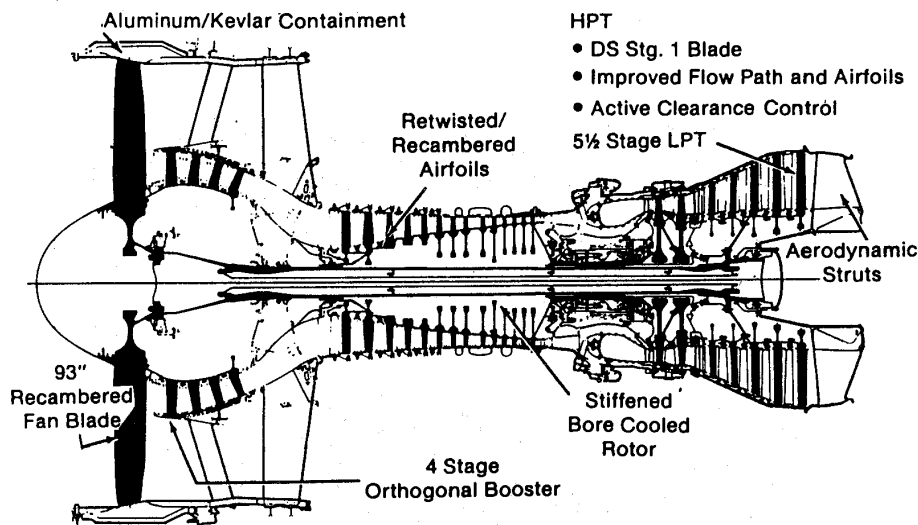


図9 商用ターボファンCF6-80C2 (Jane's All the World's Aircraft 1987-88)

優位性を出そうとしている。このエンジンの型式承認が取れる今年の夏以降が本格的な競争となろう。今年の秋からこのエンジンの日本での運転が

予定されている。またビジネス機あるいは通勤用としての TFE731 の後継として GE と GARRETT は共同で 20% の燃費向上を狙った

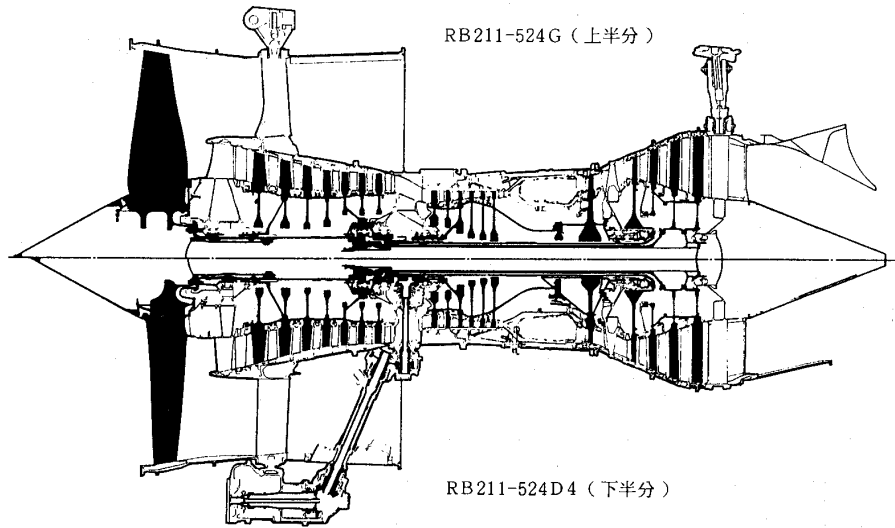
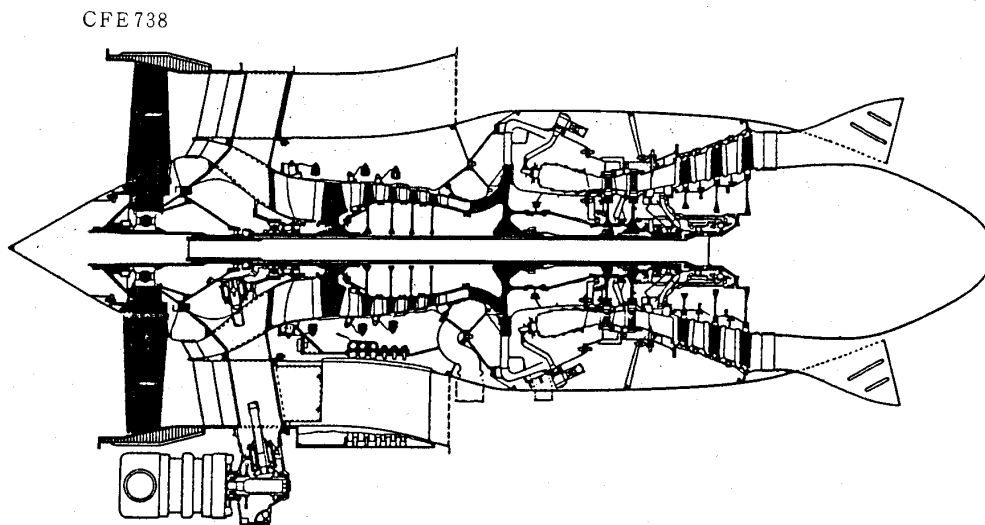


図 10 商用ターボファン RB211-524G と -524D4



PW300

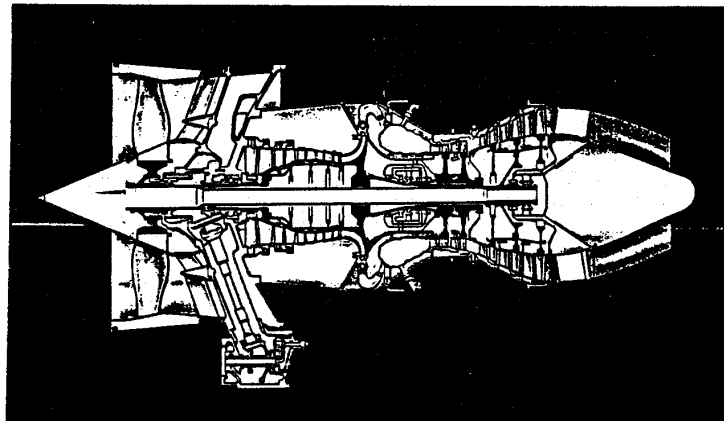


図 11 小型ターボファンエンジン CFE738 と PW300 (Flight 8, Aug. 1987)

CFE738 (5,600 ポンド推力) を、また PWA-CANADA は PW300 (4,750 ポンド推力) を開発中である。

(2) UDF/ATP：高速ターボプロップの分野では、GE の UDF が昨年より飛行試験を続けており、実績を蓄積している。プロペラの振動による機械的強度の問題はすでに解決されたようだが、プロペラノイズの問題が重要な開発テーマと考え

られ、データ取得と改良が続けられているようである。しかし GE36UDF の搭載予定であった B7J7 の開発が延期され、MD90 シリーズの開発を期待することとなって開発計画がスローダウンの気配である。ハミルトンのプロップファンを使用するアリソン・PWA の ATP は MD80 飛行試験が再度延期されて今年の 5 月以降と予定が変わり、エンジンサイズの点で搭載機体について今後検討

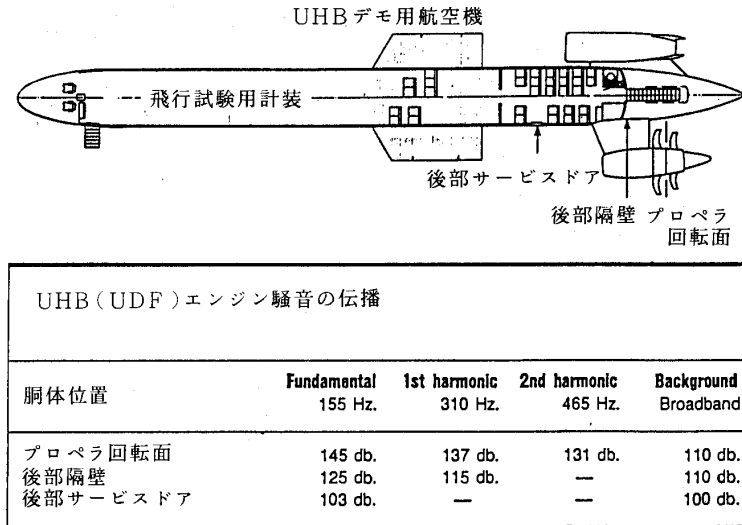


図 12 UDF (8 + 8 枚翼) に於る騒音計測例 (Av. Week Feb.29. 1988)

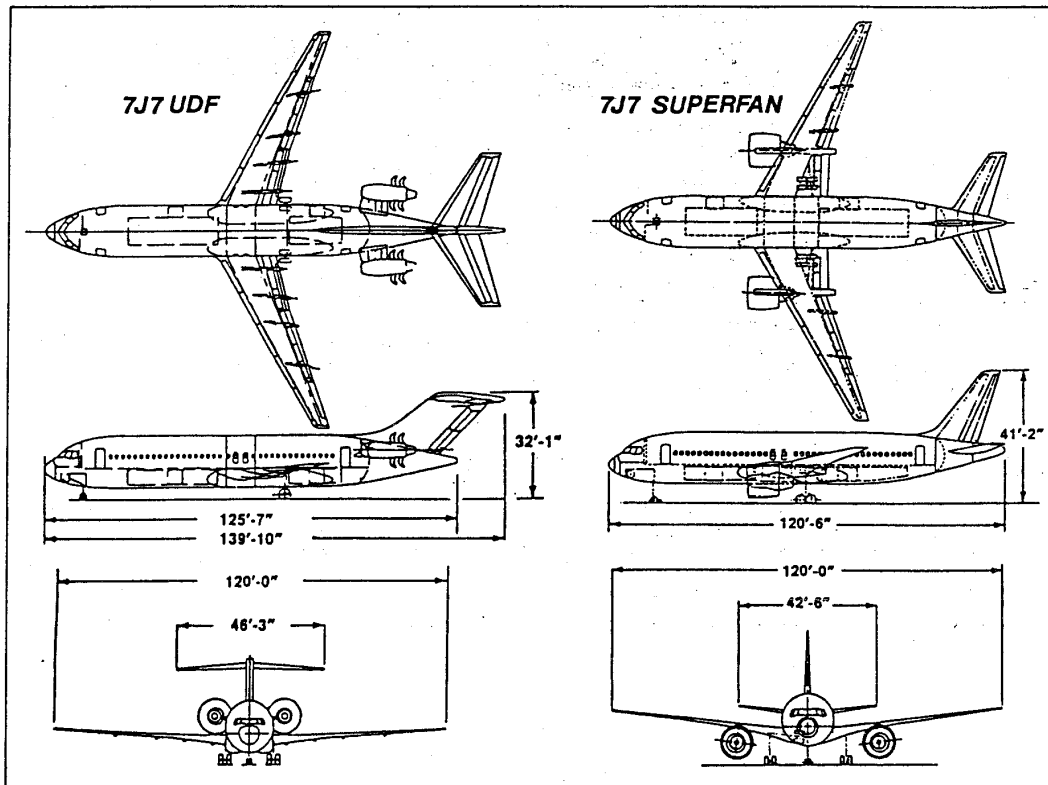


図 13 B7J7 に於る UDF, スーパーファン搭載計画 (Av. Week Feb.2. 1987)

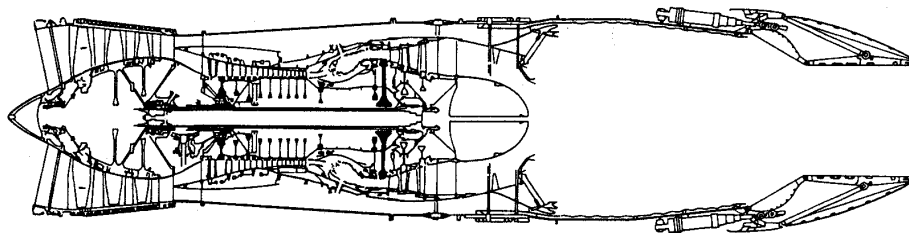


図14 F110ターボファンエンジン (Jane's All the World's Aircraft 1987-88)

EUROJET EJ.200

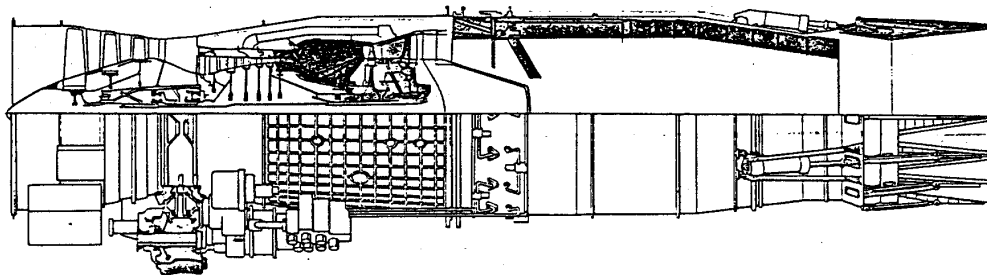


図15 ヨーロッパ戦闘機用エンジン EJ.200 (Flight 18, July 1987)

がされよう。機体のキャビンノイズがどの程度に収るか、オープンロータ方式のATPがターボファンエンジンに慣れた運航会社にどれだけ受け入れられるかがポイントであろう。GEではGE38をコアとするUDFの計画も持っているがこれは70人乗り程度の旅客機用の候補となっている。

(3) 戦闘機用エンジン：米国のエンジンではPWAのF100とGEのF110のそれぞれ改良型が昨年相次いで型式認定試験に合格し日本を含めた次期戦闘機の候補エンジンとなっている。両者の性能・仕様はほぼ互角と言われており、今年中に日本のFSX用の選定がなされると思われる。米国の将来戦闘機ATF用に開発中と言われる30,000ポンド推力のGEのF120 (GE37) およびPWAのF119 (PW5000) についてはほとんど発表されていない。ヨーロッパでは欧州戦闘機の開発に対応して英 (RR)・西独 (MTU)・伊 (FIAT)・スペイン (SENER) の欧州4カ国が共同でEJ200 (20,000ポンド推力) を開発中であり、フランスではSNECMAがM88エンジンを開発中である。

11. おわりに

以上最近の航空エンジンの動向について概観した。エンジンの開発は長い期間と莫大な開発費とをかけて熾烈な競争の下に進められており、こ

では技術の観点からその一部を見たにすぎない。最近HST/スペースプレーンに関する新技術の研究に世の中の関心が行っており、学会などの研究発表も専らこの分野に重点が置かれ、現在の開発エンジンについては企業の競争や国防上の制約からあまり発表されていない。

12. 参考文献

以下に引用あるいは参考とした文献のリストを付ける。

1. 航空用ガスタービンエンジンの動向・・・村島完治, IHI 日本航空宇宙学会誌 Vol.32 No.371 1984-12
2. 航空エンジン高空性能試験設備の世界的展望・・・三浦安帆 日本航空宇宙学会誌 Vol.33 No.376 1985-5
3. United States Air Force Engine Damage Tolerancs Requirement・・・T. King, WPAFB J. Hurchalla, PWA AIAA-85-1209 Joint Propulsion Conf.
4. F404/RM12 A Key Step in the F404 Grouwth Plans・・・W. Daub, GE AIAA-85-1461 Joint Propulsion Conf.
5. ATPエンジン (高速ターボプロップ)・・・村島完治, IHI 航空技術 No.370

6. Durability and Damage Tolerance Assessment of the TF34-100 Engine ·· J. Ogg, WPAFB R. Reinhold, GE ASME 86-GT-38
7. Specification List of Aircrafts and Engines in the World 1988 ·· Av Week Mar.14, 1988
8. Rolls-Royce Tests XG-40 Core ·· Flight 12 Apr. 1986 p.36
9. SNECMA Advances M88 Demonstrator ·· Flight 22 Mar. 1986 p.26
10. Pratt & Whitney Canada Developing Engine for 1990's business Aircraft ·· W. Gregory Av Week Mar 31, 1986 p.97
11. Computational Engine Structural Analysis ·· C. C. Chamis R. H. Johns, NASA Lewis ASME 86-GT-70
12. Aircraft/Engine Integration for an Advanced fighter Considering Mission Specifics ·· G. Rauh W. Anders, MBB ASME 86-GT-295
13. IAE Examines Ultra high Bypass V2500 SuperFan Engine Concept ·· W. Kandebo Av Week July 7, 1986 p.26
14. Rolls Readies Demonstrator Engine for European Fighter Aircraft ·· Av Week June 23, 1986 p.105
15. Computational Engine Structural Analysis ·· C. C. Chamis R. H. Johns, NASA Lewis ASME 86-GT-70
16. Reducing the Cost of Aero Engine Research and Development ·· P. C. Ruffles RR Aerospace Nov. 1986 p.10
17. The Next Hot Fighter Engine ·· J. S. Petty et. al, USAF Aeronautical Systems Div. Aerospace American June 1986 p.40
18. Potential Application of Advanced Propulsion Systems to Civil Aircraft ·· A. Rlythe, BAC ICAS-86-3.8.3 London
19. V2500 ターボファン・エンジン (上・下) ·· 伊藤源嗣, JAEC 航空技術 No.377-378 (8608-8609) p.3 p.21
20. Rolls-Royce Contra-Fan Planned for Long-Range Transports ·· Av Week Feb.2, 1987 p.31
22. F3-IHI-30 ターボファンエンジンの開発 ·· IHI F3 エンジン部 石川島播磨技報 S62-1 p.36
23. GE Ships Nonafterburning F404s for A-6F Development Program ·· W. Gregory Av Week Aug.4, 1986 p.105
24. Progress in Airbreathing Combined Engines for Space Transportation Systems ·· M. Doublier, SNECMA IAF-87-262
25. Turbo-Ramjet Propulsion System Concepts for Future European Space Transport (Sanger) ·· H. Kunkler et. al. IAE-87-265
26. GE Will Test Production Core of Unducted Fan Engine This Year ·· Av Week Feb.29, 1988 p.77
27. McDonnell Douglas Begins Demonstrating UHB Aircraft ·· M. A. Dornheim Av Week Feb.29, 1988 p.66
28. PW4000: Pratt & Whitney's Big Fan Bids for the Future ·· J. moxon & J. Marsden Flight 31 Oct. 1987 p.30
29. Multimodes to Mach 5 ·· R. DeMeis Aerospace American Sept. 1987 p.50
30. Small Turbines Step Forward ·· G. Warwick Flight 8 Aug. 1987 p.26
31. Advanced Propellers; All Eyes on Boeing and GE ·· B. Sweetman interavia 6-1987 p.567
32. The Power behind EFA ·· G. Warwick Flight 18 July 1987 p.28
33. ATP は今、どこまで進んだが ·· 村島完治, IHI 航空情報 Sep. 1987 p.62
34. 航空機用新素材に関する調査報告書 (2000年代の航空機を対象として) ·· 日本航空宇宙工業会 S63.3
35. ガスタービン設計と信頼性 (日本ガスタービンセミナー第15回資料集) ·· 村島完治, IHI S62-1 日本ガスタービン学会
36. Jane's All the World's Aircrafts 1987-88 (以上)



機次世代航空機基盤技術研究所 杉山 佐太雄

1. まえがき

世界の旅客機メーカーは、航空旅客は今後も増加し、機体の需要も拡大傾向が西暦2000年以降まで続き、将来も十分な市場が得られるという予測を持ち、一方で、航空会社のより経済的な機体を求める声もますます強くなるとみている。

このような状況のなかで、機体の経済性を改善する有効な手段の一つとして、大巾な燃料節減効果が期待できる超高バイパス比(UHB)エンジンの搭載が計画され、米国ではすでに、GE社のUDFおよびP&W-アリソン社の571モデルの各エンジン試作機を既存の旅客機を改造したフライングテストベッドに搭載し、各種飛行試験を行い、技術的にその効用と実用化の見通しを得て、米国のボーイング民間航空会社(BCAC)、マクドネル・ダグラス社(MD)は、この新しいエンジンを搭載した旅客機、B7J7(図1)、MD-91/92(図2)の実用化を1990年代初頭にも実現するよう展開している。

本題について、本誌においてもすでに解説されているので^{(1),(2)}、できるだけ重複をさけ、その後の動向と技術課題について若干具体的に記述してみる。

2. UHBエンジンの形態と開発動向

UHBエンジンの形態について、プロップファンのエンジン全体システムにおける使用状態により、表1のように分類を試みた。使用状態として、つぎの4つの基本ケースとその各々に2つのケースがあり、何れか1つを選ぶ組合せで合計16形態とした。

I. プロップファンの外周にダクトを付ける場合(ダクト付き, Ducted)と付けない場合(ダクトなし, Open 又は Unducted)。



図1 ボーイング7J7 想像図



図2 マクドネル・ダグラス MD-91X/92X 想像図

II. プロップファンを「コアエンジン+出力タービン」の前に配置する場合(牽引式, Tractor)と後に配置する場合(推進式, Pusher)。

III. 出力タービンによりプロップファンを駆動するのに、減速ギアを介する場合(減速ギア付き, Geared)と直結する場合(直接式, Direct)。

IV. プロップファン・ロータの段数が一段の場合(一重, Single Rotor)と2段で互に反転させる場合(2重反転, Counter-Rotating Rotors)。

さらに、便宜的に各形態を簡単に表現するために、形態記号を符した。この記号の構成はつぎの通り。 $\boxed{A B C D} - \boxed{E}$

A: 「ダクト付き」の場合「D」とし、「なし」の場合「O」。

(昭和63年5月2日原稿受付)

表1 UHBエンジンの形態

| プロップファンの使用形態 | | | | 組合せ 形態 番号 | UHBエンジン 形態記号 | UHBエンジン 開発先行例 |
|--|----------------------------|------------------|-------------|-----------------|-----------------|----------------------------------|
| ダクトの 有 無 | エンジンの 前後配置 | 被 駆 動 機 構 | ロータの 段 数 | | | |
| 無 呼稱： ダクトなし Open または Unducted | 前 呼稱： 牽引式 Tractor | 減速ギア付き Geared | SR(一重) | 1 | OSRG-T | モデル 501 (米 NASA) |
| | | | CR(二重反転) | 2 | OCRG-T | |
| | | 直 接 Direct | SR | 3 | OSRD-T | |
| | | | CR | 4 | OCRD-T | |
| | 後 呼稱： 推進式 Pusher | 減速ギア付き | SR | 5 | OSRG-P | モデル 578(米 PW-アリソン社), RB509-11 |
| | | | CR | 6 | OCRG-P | |
| | | 直 接 | SR | 7 | OSRD-P | |
| | | | CR | 8 | OCRD-P | |
| 有 呼稱： ダクト付き Ducted | 前 | 減速ギア付き | SR | 9 | DSRG-T | スーパーファン (IAE 社) |
| | | | CR | 10 | DCRG-T | CRISP (西独 MTU 社), RB509-14 |
| | | 直 接 | SR | 11 | DSRD-T | |
| | | | CR | 12 | DCRD-T | |
| | 後 | 減速ギア付き | SR | 13 | DSRG-P | |
| | | | CR | 14 | DCRG-P | |
| | | 直 接 | SR | 15 | DSRD-P | |
| | | | CR | 16 | DCRD-P | CONTRA FAN (英 RR 社) |

B C：プロップファン・ロータが「一重」の場合“SR”とし、2重反転の場合“CR”。

D：「減速ギア付き」の場合“G”とし、「直接式」の場合“D”。

E：プロップファンが「牽引式」の場合“T”とし、「推進式」の場合“P”。

さて、このように組合せられたUHBエンジンの形態のなかには、現段階で見通せる革新技術を持ってしても、特に構造の単純化などの面から実用化が極めて困難と思われるものがある。世界のエンジンメーカーは、国の関係機関などの支援を受けつつ機体メーカーと共同で、適応機体への搭載を念頭に置き、彼らの蓄積技術をベースとして、後述の表2に示すようなプロップファンの各々使用形態の利害得失を妥協させつつ最適形態を選択して、実用化を旨とし研究開発を展開している。それらの主なものを開発先行例として表1の該当形態欄に示した。

以下、開発先行例を含め、世界の主要エンジンメーカーなどの動向について概況を記す。

2.1 米P&W社

P&W社は、米欧のエンジンメーカーと共同で研

究開発を行い、あらゆる分野のUHBエンジン関連技術を確認しておき、短期間で生産型エンジンの実用化開発ができる体制を作ることによって展開している⁽³⁾。

2.1.1 中型UHBエンジン

1986年に設立されたP&W-アリソン社が中心になり、マッハ0.8~0.82、100~160座席の中型旅客機向けOCRG-P型UHBエンジン、モデル578シリーズの研究開発を進めている。

先づ当面の課題として、図3⁽¹¹⁾に示すモデル578-DX実証エンジン(推力：海面上標準大気0.2マッハで17,400ポンド、プロップファン回転数：1,320RPM、ファン外径：11.6ft、ブレード

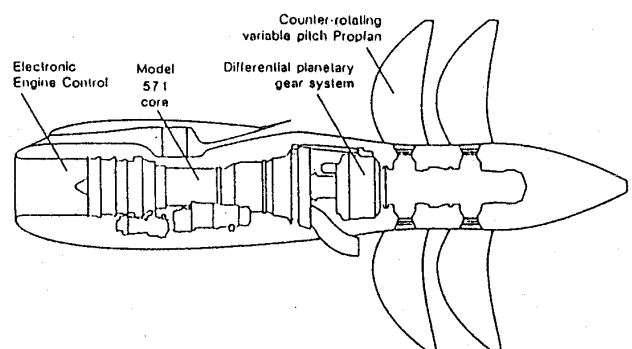


図3 578-DX実証エンジン

枚数：6×6，バイパス比：60：1，減速ギア比：8.33：1)を改造型MD-80機に搭載し飛行試験を行い、30%の燃料消費低減、低運航費、低騒音などを実証し、機体とエンジンとの適合性、飛行性能、耐FOD性などについてデータ採取を行い生産機展開への基礎固めを計画している。目下のところ、このエンジンの地上試験を終え、MD社に出荷し、本年5月より飛行試験を米国エドワーズ空軍基地で行う予定である⁽⁴⁾。

同社は、578シリーズエンジン開発プログラムをロンチさせる時期については明示していないようである⁽⁵⁾。

578-DXエンジンのコアエンジンには、アリソン社の6,000SHP級のモデル571を転用して、新しく高効率低圧圧縮機を附加して高出力化し、減速ギアは、NASAとアリソン社が共同で開発した最大出力13,000shp、伝達効率99.3%程度の差動遊星歯車方式のものが使用されている。プロップファンは、NASAとハミルトン・スタンダード社が共同開発した可変ピッチ式薄翼後退角ブレードを持つ2重反転式のものを使っている。

2.1.2 大型UHBエンジン⁽³⁾

P&W社は、主翼搭載型の推力40,000~75,000ポンド級大型UHBエンジンについては、燃費率改善がダクトなしに比しやや劣る(5~7%)が、騒音、安全性、搭載方法などの問題を考えるとダクト付きの方が有利と判断している。

市場需要としては、21世紀初めを想定しており、研究はまだ要素技術開発と風洞試験の段階であり、数年内には適正バイパス比と最適形態についての結論を出す予定のようである。当面は、DSRG-T型の「アドバンスド・ダクテッド・プロップ(ADP)」と、DCRG-T型の「クリस्प(Crisp)」について研究を行っている。なお、クリस्पについては、西独MTU社と共同である。

2.2 米GE社

民間向けのUHBエンジンの開発では、GE社のGE36UDFエンジンが一步先んじ、すでに、1986年7月に、B727にデモ用1号機を搭載して飛行試験を行い、この新エンジンは設計数値通り、あるいはそれを上回る結果を収めた。1987年4月に、この試験結果に基づき、BCAC社は日/米共同開発YXX/7J7旅客機の基本推進装置とし

て、GE社のUDFエンジンを採択することをきめた⁽⁶⁾。更に、1987年6月より1988年初めの間、GE/MDの両社は、同型デモ用2号機を改造MD-80機に搭載して展示飛行など繰返し、航空会社の幹部などにも体験飛行してもらい良好な感觸を得た。これにより、MD社が1992年に実用化を目ざしているMD-91/92に同エンジンを搭載することを計画している⁽⁷⁾。

2.2.1 実用UDFGE36⁽⁸⁾

GE社は、量産型コアエンジンを近く完成し、1991年12月に予定しているFAAの型式証明取得に向け、今年9~10月に試験運転に着手し、量産型ブレードと可変ピッチ機構を使用した飛行試験も年内に開始する計画である。

量産型UDFは「GE36-C25」と呼ばれ、静止推力は25,000ポンド。この推力は最大離陸重量152,500ポンドの「MD-92」用として適当だが、最大離陸重量129,500ポンドの「MD-91」には、推力を22,000ポンドに抑えて寿命を延ばし、コスト低減を図ることになっている。同エンジンの形態はOCRD-P型で、バイパス比36：1、プロップファンの枚数12×10を予定し、また、巡航速度はマッハ0.78~0.80を狙っている。

2.3 英RR社⁽⁹⁾

1980年代初期に減速ギア付きのUHBエンジン構想RB509を計画したが、時期尚早ということで設計着手を見送り、現在もV2500を優先するため保留としているが、2~3年先には始める模様である。ATP機の需要は1990年代半ば以降との見方を従来から持っており、従って当面は巾広に研究を進めている段階で、UHBの各種形態を出力レベルとの関連で位置付けして数種類の構想にまとめている。今後10年以内の計画で実用研究計画を開始するようである。

2.3.1 中型UHBエンジン

中型中距離機(100~180席)向けUHBエンジンの推力が、15,000~25,000ポンドの範囲については、「RB509」と呼ぶ技術実証エンジンをベースとしたOCRG-P型の「RB509-11」およびOCRG-T型の「RB509-14」の「ダクトなし」と、さらに既存のテイ・エンジンをコアとしたDSRG-T型の「テイ・ウルトラファン」計画の「ダクト付き」について研究を進めている。

2.3.2 大型 UHB エンジン

ダクト付き UHB エンジンを考えており、RB211-524 エンジン・ファミリーの後継エンジンと目されている「RB529 コントラファン」計画があり、2重反転式のプロップファンをコアの後部に配置したもので、減速ギア付きか直接式か現段階では明確にされていないようである。

2.4 西独 MTU 社⁽¹⁰⁾

1990年代半ばに実用化を旨とし、伊フィアト社および P&W 社と組んで CRISP (Counter-Rotating Integrated Shrouded Propfan) 構想の共同作業に着手した。適用機は100席機辺りから大型広胴機の範囲で、巡航速度マッハ0.8以上で考えており、エンジン出力レベルは目下特定していない。

CRISP 構想は、DCRG-T 型 UHB エンジンで、低燃料消費(ターボファンの21%減)と低騒音を狙うものである。ダクト付き形態とすることにより、ファン部の空力的負荷が高くとも、ファン外径が小さくなり、機体の主翼下に搭載できるため、構造・重量も軽減でき、さらに、騒音対策が不要となる。

150席機用クリस्प・エンジン(図4)の要目例として、推力(海面上静止)27,100ポンド、バイパス比26:1、全体圧力比:38:1、タービン入口温度1,530°K、重量(含ナセル)凡そ6,000ポンド、燃費率SFC 0.5lb/lb/hrを示している。

2.5 日本

わが国においては、1980年から機械技術研究所を中心に研究が開始され、続いて大学グループ、航空宇宙技術研究所、民間会社などが加わり、特

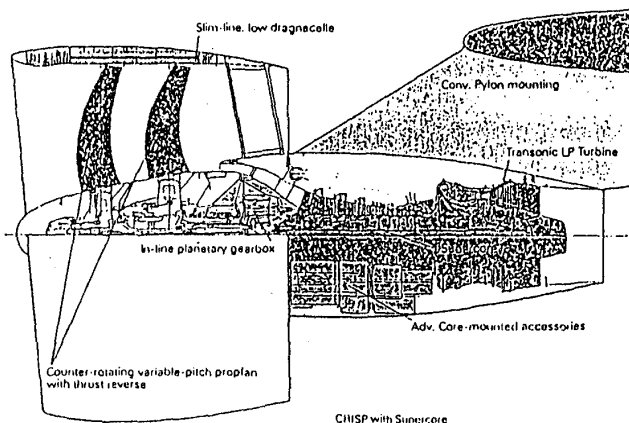


図4 Crisp エンジン

に、プロップファンに関連する基礎技術—ブレード騒音問題、空力設計技術、複合材構造の設計技術、可変ピッチ機構、減速ギアなど—に関する研究が進められている⁽¹⁾。

一方、米国では UHB エンジンの飛行試験が本格化する中、わが国も早急な対応が痛感され、通商産業省、日本航空宇宙工業会の指導のもとに、この基盤技術の研究開発に早期に着手し、実用開発に主体的に行動できる体制作りのため、機体・エンジン・素材・部品メーカーなど34社が参画して1986年3月に姉次世代航空機基盤技術研究所(FARC:本社東京都保谷市)が設立され、特別認可法人基盤技術研究促進センターの出資を得て1987年2月より「ATP推進システムの研究開発」を開始した。研究期間は1993年3月までの足掛け7年間、研究総額はセンター出資分28億円を含め40億円、主な研究範囲は図5に示す通りである。

3. 技術課題

UHB エンジンの実用化のためには、すでに研究開発が進められている多くの技術課題があるが、特に関係の深いもの、1)UHBエンジン・システムの最適形態の選択、2)可変ピッチ式プロップファン、3)プロップファン駆動機構、4)コアエンジンの高効率化などについて以下に概要を記す。

3.1 UHB エンジン・システムの最適形態の選択

UHB エンジン・システムにおけるプロップ

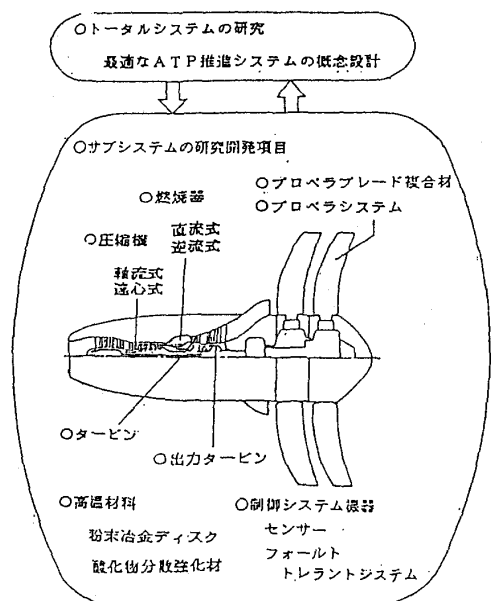


図5 FARC 社の研究範囲

ファンの使用形態の各々の利害得失について、すでに紹介されているエンジンおよび機体搭載の設計において考慮しなければならない主要事項を表2に整理した。この表からも分るように、適用機体に応じてプロップファンの各々の使用形態の利点を最大限に活かし、欠点を最小限に抑えつつエンジン・システムとして、また、機体搭載の上でも所要事項を満し、しかも、航空機メーカーおよび旅客に一層うったえるような特徴付けできる最適形態を選択することが極めて重要である。

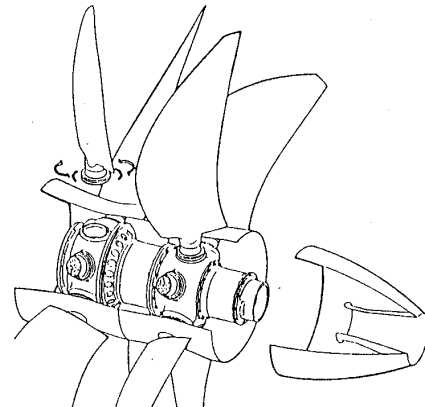
すでに前項で説明した開発先行例の各エンジンメーカーは、共同開発パートナーを含めて、すでに蓄積している技術に立脚しつつ、実用化のタイミング、研究投資効率なども併せて考慮の上、最適形態を決めているようである。

3.2 可変ピッチ式プロップファン

プロップファンとしては、小型軽量で空力性能にすぐれ、即応性のある可変ピッチ制御ができ、しかも、特に低騒音・振動、耐FOD性についてもすぐれたものでなければならない。更に、推進式

の場合には、例えば出力タービンからの高温排ガスの噴流がプロップファン・ブレードの根元付近を通過させる構造となる場合もあるので、これに耐えうるものでなければならない。

図6⁽¹¹⁾は、578-DXエンジン用の2重反転・可変ピッチ式プロップファンの鳥瞰図を示す。



Variable pitch control system
 • Modular
 • Field replaceable blades
 • Easy accessibility to control modules

図6 578-DX用可変ピッチ式プロップファン

表2 プロップファン使用形態の利害得失例

| 利害得失 使用形態 | | 利 点 | 欠 点 |
|-----------------|--------|--|--|
| プロップファン外周ダクトの有無 | 無 | バイパス比 大 (80:1程度)。 実例 578-DX 60:1以上 GE36 36:1以上 | 外部、特に客室内に与える騒音・振動の影響大。 ブレード飛散時の外部への影響大。 対策：客室外壁に防音・防振補強。 プロップファンの外径に制限(推力制限)。 |
| | 有 | プロップファン外径縮小でき、主翼搭載が容易。 騒音・振動およびブレード飛散時の外部への影響の軽減。 | バイパス比 小。 実例 V2500 Super Fan 18~21:1 Crisp 26:1 ダクトの空気抵抗、重量 増。 |
| ファンの前後配置 | 前 | ダクトなしでも主翼搭載可。 エンジン排ガス処理容易。 | コアエンジン吸入空気流の影響(乱れ)。 出力タービンによる駆動機構複雑化。 |
| | 後 | コアエンジン吸入空気流へ影響なし。 エンジン後部胴体装着により、騒音・振動・ブレード飛散などの客室への影響の軽減。 | エンジン排ガス流によるプロップファン、減速ギアへの影響大。 |
| 駆動機構 | 減速ギア付き | プロップファンと出力タービンの回転数の最適化。 | 重量 増。 |
| | 直接式 | 構造の簡単化、重量軽減。 | 出力タービン動翼の周速が低く制限され、単段当り負荷低下し段数増。 |
| ファン数 | 一重 | 構造簡単、軽量。 | 性能 低い。 |
| | 二重反転 | 性能 高い。 | 騒音 大、構造 複雑、重量 増。 |

図7⁽¹¹⁾は、ハミルトンスタンダード社のモデル試験による一重および二重反転式の出力負荷係数 [出力馬力 SHP / (ファン外径D)²] に対する正味効率特性を示す。これによると、一重より二重の方が効率が良い。一方、図8⁽¹²⁾に、プロップファンの騒音特性の試験データを示すが、これによると二重反転式が一重式の単純和より騒音度が高く、FAR36の騒音規制に対してぎりぎりであり、さらに対策が講じられている。改造MD-80機によるGE社のUDFエンジンの飛行試験においても、おおむね良好であったが、更に、ブレード枚数を増やし、客室内の騒音とか、座席の振動の改善を計りつつある。

図9⁽¹²⁾に、NASAの飛行試験用に作られたプロップファンのブレードを示す。ブレードの構造はプロップファンの成否をきめる鍵であり、図示

のように複合構造になっており、軽合金の芯金/複合材料からなるシェル構造である。また、推進式形態の場合には、エンジンの高温排ガスの通過のために、より耐熱性のある複合材料と構造が必要である。

3.3 プロップファンの駆動機構

すでに表2に記したように、減速ギア式または直接式にはそれぞれ一長一短がある。

減速ギアの技術課題は、小型軽量、大容量、高効率化である。このために、高強度・高かみあい率歯形を用いた単純な歯車機構の採用、更に、歯車摩擦およびオイル攪乱などによる発熱軽減、オイルの耐熱性向上などの改善を要する。図10⁽¹¹⁾は、578-DXエンジンの減速ギア装置で、主要目は差動遊星方式で、入力回転数11,000 RRM、容量13,000 shp、減速比8.33:1、トルク配分(前後)56%/44%、効率99.3%、MTBUR 30,000時間である。

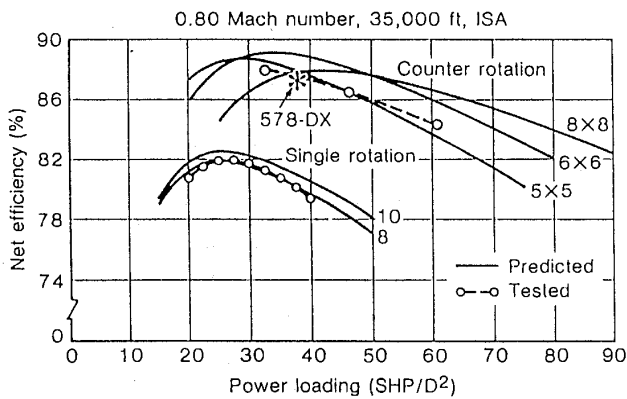


図7 プロップファン性能特性

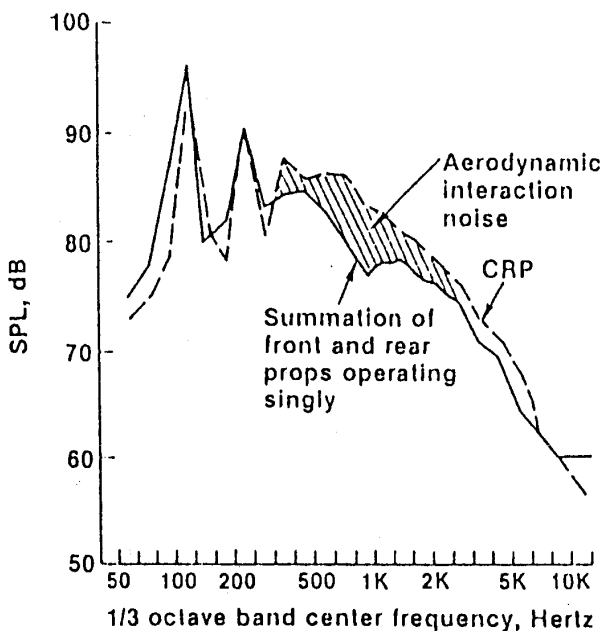


図8 ファ・フィールドにおける騒音計測結果

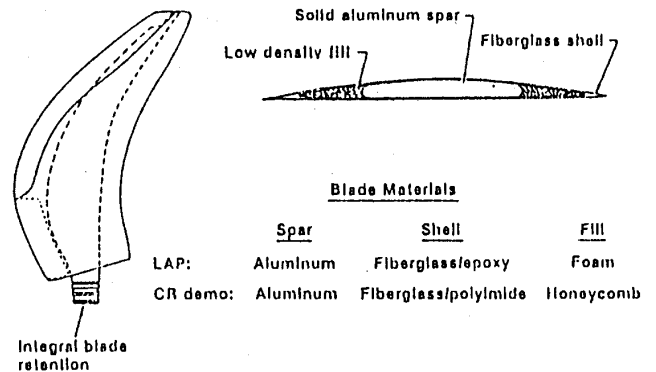


図9 プロップファン・ブレードの構造

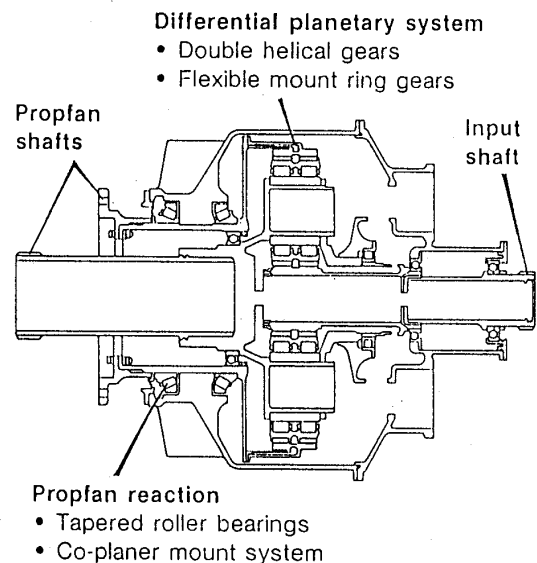


図10 578-DX 減速ギア

直接式については、特にプロップファンの先端速度の限界 (600~800ft/sec) との関連から、出力タービン部の大型化をさけながら、タービン動翼の先端速度をできるだけ高くできるように工夫を要する。実例として、GE36が、出力タービン外側ケーシングにプロップファンを配置している。

3.4 コアエンジンの高効率化

費用対効果を考え、UHBエンジンの燃料効率を最大にするためには、全体圧力比および燃焼器出口温度をより高くすると同時に、回転体の周速をより速くすることが必要である。

サイクル計算例⁽¹³⁾によると、全体圧力比として40:1から60:1以上、燃焼器出口温度として1,427~1,538℃程度に高くなる。バイパス比としては、DSRG-T型UHBエンジンで12:1、OCRG-T型またはOCRG-P型で80:1程度としている。また、このように、エンジンのガス流路の温度が高くなると、コアエンジンからの抽気による各高温部品などの冷却空気量 (コアエンジンの空気流量の凡そ25%)が増加し、効率低下につながらせないためにも、回転体の回転速度を上げ、圧縮機およびタービンは単段当りの負荷を高め、各々段数を減らし、燃焼器も含め小型化を計る必要がある。

図11⁽¹³⁾に、1990年以降に実用化されると目されるUHBエンジンにおいて、全体圧力比の増加に伴い、巡航時の熱効率が向上し、同時に圧縮機出口温度も上昇する推定傾向を、また、図12⁽¹³⁾に民用エンジンの熱効率を最適化する燃焼器出口温度上昇の推定傾向を示す。図13⁽¹³⁾に、将来の

$$\text{THERMAL EFFICIENCY} = \frac{\text{AVAILABLE CORE ENERGY}}{\text{FUEL COMBUSTION ENERGY}}$$

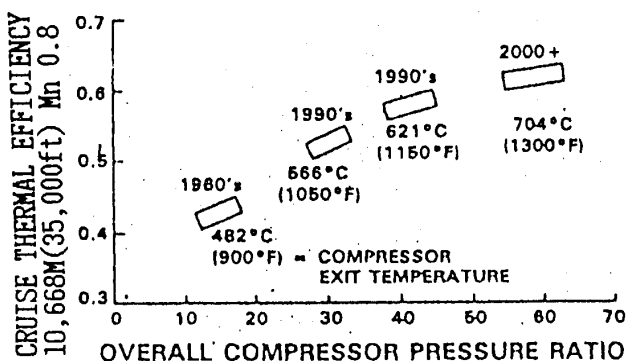


図11 全体圧力比と熱効率の推定傾向

民間エンジンのガス流路のきびしい温度分布についての推定例を示す。

圧縮機については、図14⁽¹⁴⁾の低圧圧縮機例のように単段当りの圧力比の上昇を計り、また図13に示すように、圧縮機出口温度は最高温度 (1,482℃) のほぼ半分に達するために、圧縮機動翼、静翼、ディスク、ケーシングなどのために耐熱材料

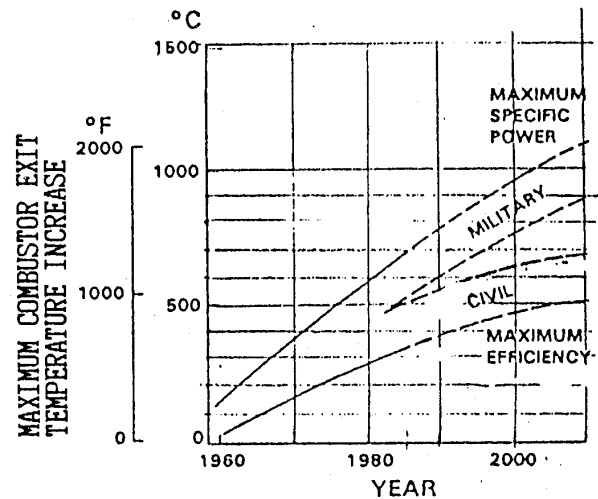


図12 燃焼器出口温度の推定傾向

- YEAR 2000+ TECHNOLOGY
- 64:1 OVERALL PRESSURE RATIO
- 1482°C (2700°F) MAXIMUM COMBUSTOR EXIT TEMPERATURE

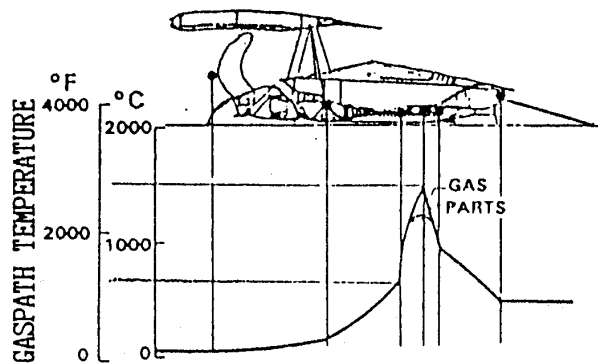


図13 将来民用エンジンのガス流路推定温度

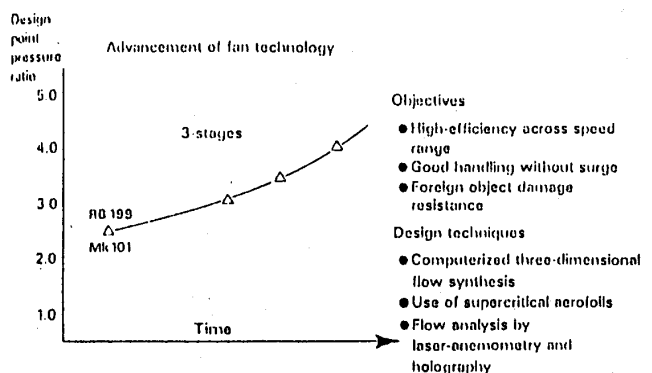


図14 ファンの基盤技術発展例

一高強度のニッケル合金，耐熱チタニウム合金などの早期開発を要する。図15⁽¹³⁾に圧縮機ロータ材料の改良傾向を示す。この他に，動翼先端とケーシングの温度差などによって生ずる間隙を出来るだけ少くして，高圧側から低圧側への空気洩れを最少にするために，圧縮機低圧部から抽気して，圧縮機ケーシング外表面を冷却するなどの間隙制御を行い，圧縮機効率低下を防止する。

燃焼器については，図16⁽¹⁴⁾に燃焼器の基盤技術の開発経過を示すように，性能（高温作動においても，低圧力損失，低排ガス公害，出口温度分布の一樣性など）を損わないように短く小型化が計られている。燃焼器出口温度が高くなればなるほどホットスポットによる高温タービンへの悪影響が大きくなるので，これをさけるために，燃焼器出口温度分布を一樣にすることが極めて重要である。図17⁽¹³⁾に示すように全体圧力比の増加に伴って燃焼器出口温度も上昇するために，燃焼器ライナの耐熱度を高めて行く必要がある。例えば，E³エンジンの燃焼器では，38：1という高い圧力比でライナ冷却空気30%以下で，8,000時間の寿命を目標として開発が進められている。耐熱ライナとしては，特殊な Counter-Parallel

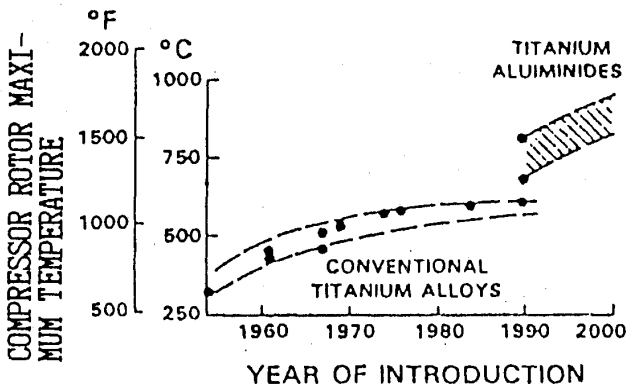


図15 圧縮機ロータ材料の改良傾向

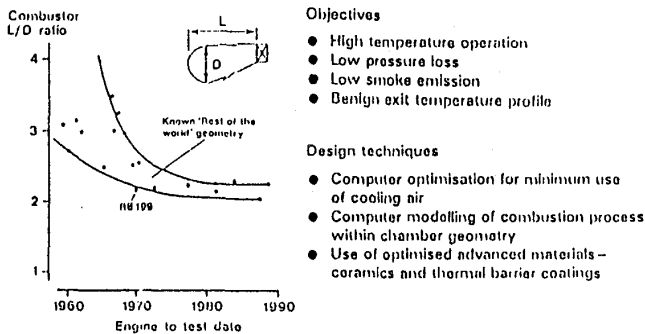


図16 燃焼器の基盤技術発展例

FINWALL®冷却方式⁽¹⁵⁾を持ったセグメント構造のものが考えられている。即ち，圧縮機出口空気は先づライナ背側を冷却し，方向を上流に向けライナ内側の高熱側に流入させ，それが主流に反転させられる形で冷却フィルムを形成し内壁を冷却させるという構想である。また，セグメント構造にして，軸方向にも，円周方向にも拘束されない熱膨張を許すことにより割れの発生が防止できる。

高温タービンについては，材料の強度と耐熱性の向上が必要であり，単結晶材がタービン翼用に開発され，初期の一方向凝固合金材より，55℃高い耐熱度が得られている。図18⁽¹³⁾にタービン翼材料の耐熱性の改良経過を示す。将来は，未解決の問題があるものの根本的に耐熱性の向上を計るために，セラミックスの導入とか，タービン翼面に塗布する耐腐蝕耐酸化性コーティングの改良が望まれる。一方，高温タービン翼材料およびコーティング材の改良にも拘らず，ガスの温度は，それらの耐熱度より，より早いテンポで上昇してい

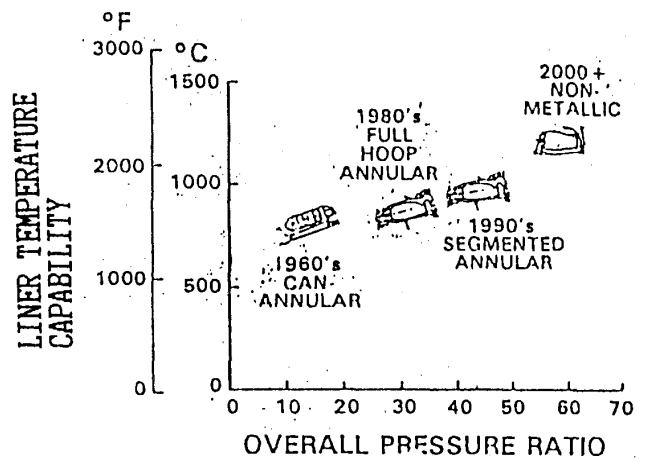


図17 全体圧力比と燃焼器ライナ温度の推定傾向

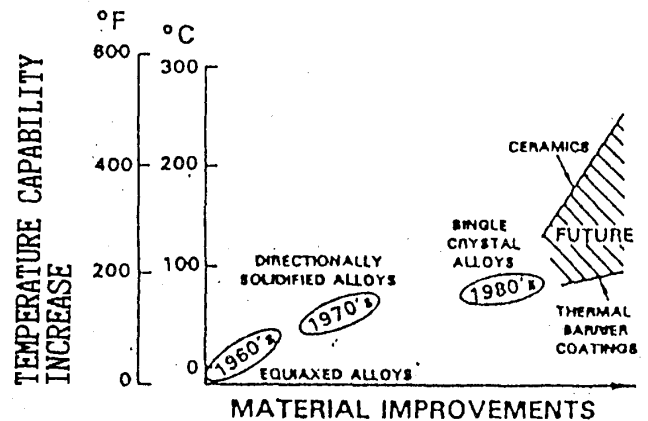


図18 タービン翼材料の改良傾向

る。図19⁽¹³⁾は、高温タービン翼材料の耐熱性向上とタービンを通過するガス温度上昇の各傾向を比較したものである。この両者のギャップは、翼面に施す熱しゃへいコーティングの開発と動翼/静翼に、より冷却効果のある設計を施すことによってうめあわせねばならない。図20⁽¹³⁾に示すタービン翼の断面は、今日铸造によってしかできない極めて複雑高度な冷却流路の一例である。

4. あとがき

燃料価格の最近の低迷により、航空機の経済的見地から省エネ・エンジンの実用化時期を大変むずかしくしていると言う声もある。将来、航空機数とそれらの運航の益々の拡大傾向が予測されて

いることから、有限の石油資源の節減と地球大気汚染の抑制のために、世界各国が国家プロジェクトとして、省エネ・エンジンの早期実用化に取り組む必要がある。

本文の内容、特に動向については、できるだけ最新情報の調査に留意したが、一部においては、適当な資料が見つからず、更に大巾に進展しているかもしれない。また、UHBエンジンの形態など分り易く整理した積りであるが、少しでも読者のご参考になれば幸いである。

参考文献

- 1) 藤井昭一, 日本ガスタービン学会誌 Vol.13, No.50 (1985-9).
- 2) 遠藤征紀, 他1名日本ガスタービン学会誌 Vol.14, No.55 (1986-12).
- 3) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, APRIL 13, 1987, P.70.
- 4) FLIGHT INTERNATIONAL, MAR.5, 1988, P.16.
- 5) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, JAN.25, 1988, P.36.
- 6) 日刊航空通信, 昭和62年4月14日, P.2.
- 7) FLIGHT INTERNATIONAL, FEB.27, 1988, P.30.
- 8) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, FEB.29, 1988, P.77.
- 9) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, APR.13, 1987, P.68.
- 10) MTU社, CRISP カタログ, ZPW5/87.
- 11) PW-ALLISON ENGINES, FACT SHEET, 1987, 578-DX DEMONSTRATOR.
- 12) Gatzen, B. S.; 87-TOKYO-IGTC-104 (1987).
- 13) Brines, G. L. 他1名, ASME Pap. No.86-GT-76 (1986).
- 14) Quinn, B. J., 87-TOKYO-IGTC-102 (1987).
- 15) 山中国雅他2名, 日本ガスタービン学会誌, Vol.10, No.39 (1982).

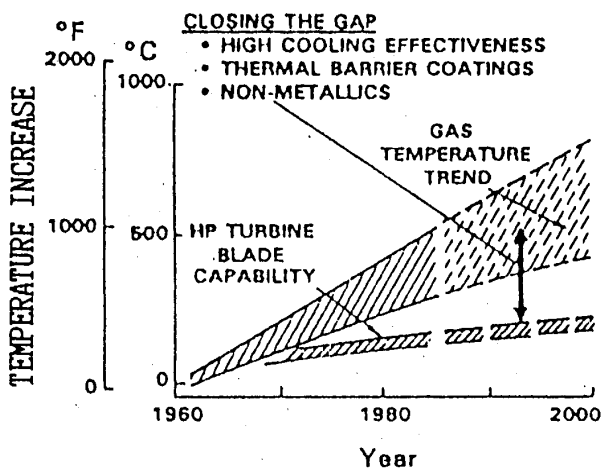


図19 ガス流路温度とタービンプレード材料耐熱性とのギャップ増加の推定傾向

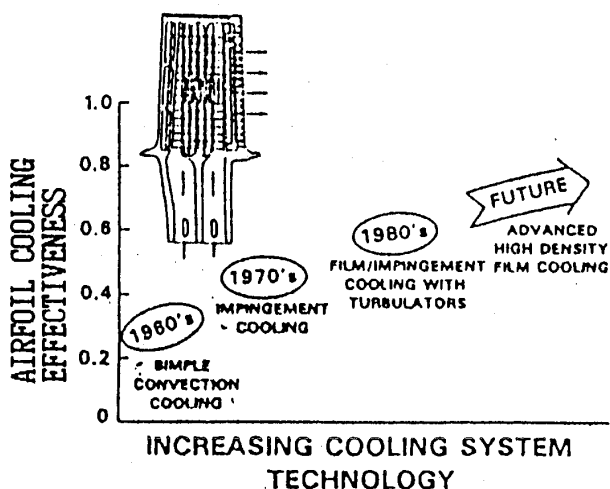
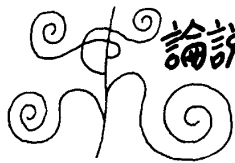


図20 タービン翼冷却効果の推定傾向



1. まえがき

航空機分野において、小型ガスタービンは従来から広く使用されているが、最近その性能向上が著しく、適用分野も多様化している。

無人機用エンジンの分野では、性能向上と共に小型化が進み、巡航ミサイルをはじめとする亜音速のミサイルに搭載されて実用化が進み、また最近は無人数機の性能向上と軍事的利用の多様化が検討されている。

小型ヘリコプタ用ターボシャフト及びビジネス機用ターボプロップエンジンの分野では、米国市場の低迷が続いているが、技術的向上が着実に進んでおり、国内ではコンピュータ航空が注目を浴びて導入の検討が進められている。

航空機用補助動力装置（以下APUと記す）については、航空機を自立的に運用できる利点が認識され、APUの装備が小型機の領域にも広がってきている。

小型エンジンの範囲について要素技術的には遠心圧縮機を使用するエンジンと云う見方もできるが、少し広がるので本報では1,000SHP級以下の航空機用ガスタービンエンジンについてその動向を紹介する。

2. 無人機・ミサイル用エンジン

小型のターボジェットエンジンが最初は無人標的機に使用されたが、その後偵察用、電子戦用等に無人機の用途が広がった。

また、近年ミサイルの推進装置として小型のジェットエンジンが使用されている。

ミサイルの推進装置は、従来固体ロケットモータを使用していたが、長い射程が必要な場合に固体ロケットモータより燃費がよい小型ジェットエンジンを使用するようになった。

従って、射程が中程度の対艦ミサイル等には

ターボジェットが使用され、更に長い射程が必要な巡航ミサイルには、ターボファンが使用される。

無人機・ミサイル用エンジンの代表例を表1及び図1に示す。

なお、国内では最近地对艦誘導弾用及び無人標的機用エンジンが防衛庁の指導の下に三菱重工において成功裡に開発された。

(1) エンジンの特徴

無人機やミサイルは、その運用が有人機と異なるためにエンジンに対する要求も特有のものとなり、それが無人機・ミサイル用エンジンの特徴となっている。(表2)

無人機・ミサイル用エンジンの第一の特徴は作動時間が短く、使用回数が少ないことである。

有人機は長時間かつ多数回飛行するので、有人機用エンジンは数千から数万時間と数万回の寿命が必要である。

一方、ミサイルはワンショットで使い捨てであり、作動時間が短いので、ミサイル用エンジンは短寿命でよい。

しかし、作動時間内の信頼性は高い水準を確保する必要がある。

無人機の作動時間は、有人機とミサイルの間であり、無人機用エンジンは数十分から数十時間

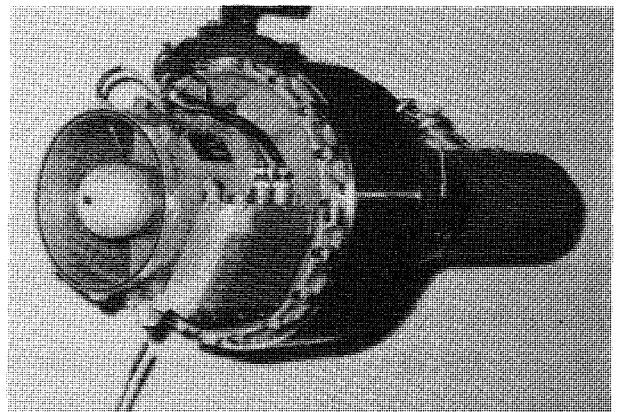


図1 TJM3 エンジン外観

(昭和63年4月26日原稿受付)

表1 無人機・ミサイル用エンジン(代表例)

| エンジン形式 | ターボジェット | | | | ターボファン |
|----------------|---------------|----------------------|----------------|-------------------|------------------|
| エンジン | WR24-7 | TR160-2 | TJM3 | J402-CA-400 | F107-WR-101 |
| メーカー | Williams Int. | Microturbo | 三菱重工 | Teledyne CAE | Williams Int. |
| 推力 (kgf) | 82 | 377 | 200 | 299 | 約272 |
| 燃費率 (kg/kgf・h) | 1.20 | 1.25 | 1.17 | 1.20 | 約0.7 |
| 質量 (kg) | 20 | 57 | 46.5 | 46 | 66 |
| 圧縮機 | 1A・1C | 3A | 1C | 1A・1C | 2F・2A+1C |
| 燃焼器 | Ann (遠心噴霧) | Ann | Ann (遠心噴霧) | Ann (遠心噴霧) | Ann (遠心噴霧) |
| タービン | 1A | 1A | 1A | 1A | 1A+2A |
| 制御 | 電子式 | デジタル電子式 | デジタル電子式 | アナログ電子式 | 油圧機械式 |
| 軸受潤滑 | オイルミスト | 油強制循環 | グリース潤滑 | オイルポッド, グリース潤滑 | グリース潤滑, 油強制循環 |
| 用途 | Chukar II 標的機 | MQM-107B, C22 標的機 | J/AQM-1 標的機 | HARPOON ミサイル | ALCMミサイル |

- 備考 1. 性能は離陸定格を示す。
 2. 圧縮機, タービンの数字は段数を示す。
 Aは軸流式, Cは遠心式, Fはファン, Annは環状型を示す。
 ・は同軸, +は別軸を示す。

表2 小型エンジン特徴(エンジンに対する要求)

| 要求 | 機体 | ミサイル | 無人機 (RPV, ドローン) | 有人機 | |
|------------|----|-----------|--------------------|-------|-----------|
| | | | | ビジネス機 | ヘリコプタ |
| 長寿命 | | 使い捨て | 中寿命 | ○ | ○ |
| 低燃費(部分負荷) | | △ 長射程の場合 | △ 航続距離が長い場合 | ○ | ○ |
| 短い全長 | ○ | | | | |
| 前面面積小 | ○ | ○ ミサイル胴径内 | ○ | ○ | |
| 軽量 | ○ | | ○ | ○ | ○ |
| 急速始動, 急加減速 | ○ | | | | △ 戦闘ヘリの場合 |
| 多様な補機駆動 | | | | ○ | ○ |
| 高信頼性 | ○ | ○ 長期貯蔵後 | ○ | ○ | ○ |
| 整備性 | | | | ○ | ○ |
| 低コスト | ○ | | ○ | ○ | ○ |

備考 : ○は必要, △は重要な場合あり, を示す。

かつ数十回程度の寿命が必要である。

エンジンの作動時間が短く, 使用回数が少いと, 燃料費は僅かであり, 整備費も少なくなるので, ライフサイクルコストの中でエンジン価格の占める比率が圧倒的になる。(表3)

従って, 無人機・ミサイル用エンジンではエンジン価格の低減が有人機用エンジン以上に重要であり, 低コストが第二の特徴である。

第三の特徴は極限までの小型化である。

小型化の要求はミサイル用の場合特にきびしい。

ミサイル胴体は通常円筒形をしてるので, その円形断面内にできるだけ高出力のエンジンを装着する必要があり, エンジンの遠心圧縮機ディフューザの外径は可能な限り切詰められる。

また, エンジン補機は胴体断面内に格納されるだけでなく点検可能な空間が必要であり, エンジ

ン全体が他の搭載機器との干渉を僅かな間隙で避けなければならない。(図2)

更に、ミサイルは全長が運用面からきびしい制約を受ける場合が多い。

従って、エンジンが短くなるとその分だけ燃料又はペイロードを多く搭載でき、ミサイルの性能を高めることができるので、エンジンの全長も可能な限り切詰められる。

第四には、ミサイルは製造後長期間貯蔵されるのが通例であり、貯蔵後試運転なしで直ちに確実に作動する信頼性が必要である。

このため、経年劣化がないか又は極力少ない材料を採用し、貯蔵中の点検が最小限で済むようにしている。

(2) エンジン性能

燃料消費率と推力の実例プロットを図3に示す。

無人機・ミサイル用エンジンの性能は有人機用エンジンの延長上にあるが、推力が小さいほど燃料消費率が増加する傾向である。

これは小さいエンジンほど翼端等のすきま、翼の前後縁厚さ、壁面境界層等の悪影響がより大きくなるためである。

最近、次の世代の需要を狙って J402-CA-702 など圧力比を高くして燃費を改良したターボジェットの開発が行われている。

巡航ミサイル用ターボファンの動向については明らかにされていないが、実用中のものより更に高性能なターボファンの他、プロップファン(図4)、再生式ターボファン(図5)等も検討が行われているようである(4)。

(3) エンジン構造

エンジンの構造は、前述の特徴(エンジンに対する要求)を実現するために種々の工夫がなされている。

具体的方策は次の4項目に大別される。

- a. 短寿命に見合った限界強度設計
- b. 部品点数の削減
- c. サブシステムの簡素化

表3 小型ガスタービンのライフ・サイクル・コスト例(1)

| Parameter | APU | Turbojet (Expendable) | Turbo-prop | Ground Power Unit | Turbocharger (Tank Diesel) |
|--|-----|-----------------------|------------|-------------------|----------------------------|
| Acquisition Cost, % | 51 | 90 | 36 | 21 | 100 |
| Maintenance/Service/Overhaul/Storage Cost, % | 14 | 10 | 18 | 37 | Throwaway |
| Fuel Cost (\$1.25/USG), % | 34 | - | 45 | 42 | - |
| Total | 100 | 100 | 100 | 100 | 100 |
| Peacetime Hours/Year | 500 | - | 500 | 700 | 258 |

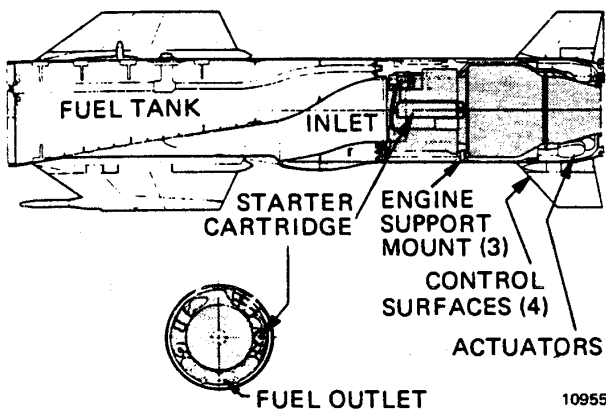


図2 HARPOON ミサイル推進部(2)
— J402 エンジンの搭載状況

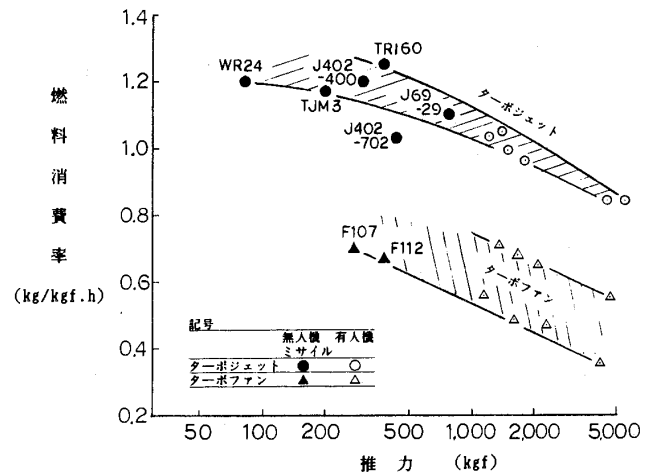


図3 無人機・ミサイル用エンジンの燃料消費率

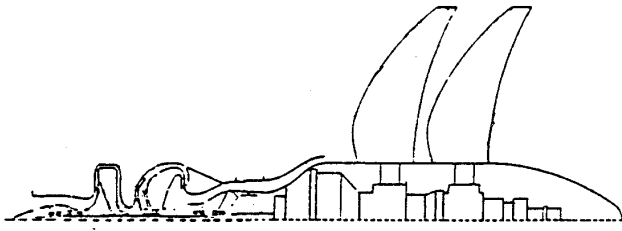


図4 Teledyne CAE社のミサイル用プロップファン構想図⁽³⁾

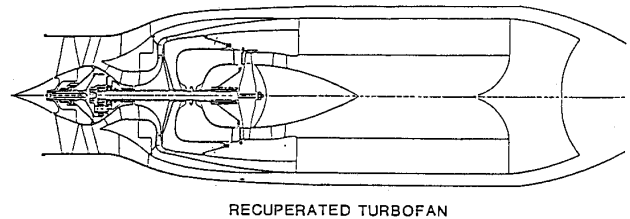


図5 Williams社のミサイル用再生式ターボファン構想図⁽⁴⁾

d. 部品加工時間の削減, その他
限界強度設計の代表例はタービンホイールである。

タービンホイールは低コスト化のため非空冷の一体精密鋳造品を採用し, 有人機用エンジンの場合より高温かつ高応力で使用し, 寿命の一部を推力向上に置換することによりエンジンの小型化を図っている。

次に, 部品点数の削減は, サブシステムの簡素化と共に低コスト化の最も重要な方策である。

部品点数削減は, 圧縮機とタービンの段数を最少にする空力設計から始まる。

表1の実例を見ると, 圧縮機形式は軸流多段, 軸流・遠心, 遠心1段といろいろであるが, TJM3エンジンでは段数最少の遠心1段を採用した。

タービンについては, 表1のターボジェットは, いずれも軸流1段で非空冷である。

燃焼器は環状型で遠心噴霧式が多い。

この形式は燃料噴射弁を省略でき, 燃料ポンプの圧力が低くてもよい利点がある。

次の段階は部品の省略と一体化である。

圧縮機とタービンの翼車及び静翼, フレーム等には一体精密鋳造品を使用する。

一体精密鋳造品は一体化効果の他, 翼面等の加工が省略できるので部品加工時間の削減効果が大きい。

ロータ及びフレームは, 電子ビーム溶接やろう付により一体化を行う。

燃焼器はルーバ等の冷却構造を省略し, 空気孔だけでライナ壁面の冷却を行っている。

サブシステムの簡素化は, エンジン制御, 軸受潤滑, 始動, 点火, 発電等の各システムについて行われ, 小型エンジンではサブシステムの比重が

高いので, 小型軽量化と低コスト化の面で効果が大きい。

エンジン制御システムは, 従来油圧機械式であったが, 既にデジタル電子式へ移行している。

デジタル電子式エンジン制御は基本的には一重のシステムとし, 各機器の高信頼度化と制御ソフトによる自己診断及びバックアップ機能によって信頼性を確保している。

また, エンジンの加速制御を排気温度又は回転加速度でスケジュールしておき, フィードバック制御することにより燃料制御弁を簡単で低コストなもので可能にしている。

一例として, TJM3エンジンの制御ロジックを図6に, ステッピングモータを使用したスリット弁式燃料制御弁を図7に示す。

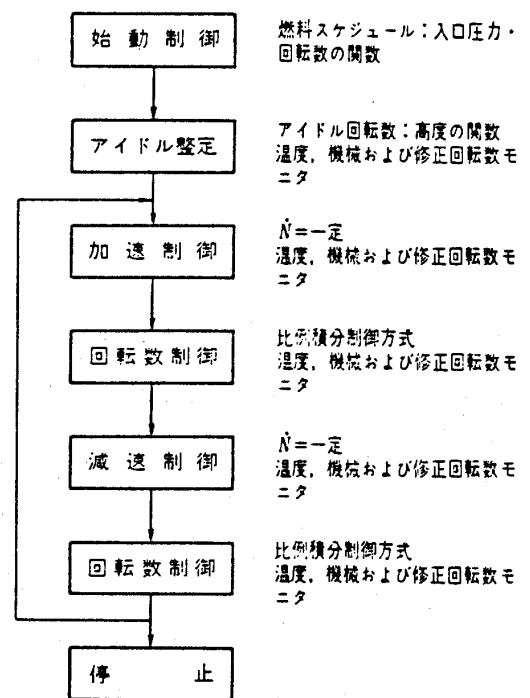


図6 TJM3エンジンの燃料制御ブロック図

燃料ポンプについても、主軸直結の高速遠心ポンプや圧縮機抽気による燃料タンク加圧等により簡素化し、補機駆動ギヤボックスを省略したものが多い。

軸受潤滑システムは、油強制循環式のものもあるが、次の方式により簡素化しているものが多い。

- オイルミスト潤滑
- 燃料ミスト潤滑
- オイルポッド潤滑
- グリース潤滑

オイルミスト潤滑は、ミスト発生器等のサブシステムが必要であるが、高温高速で使用されるエンジン軸受によく適合する。

燃料ミスト潤滑は、オイルを燃料で代替させる方式で、オイルの補給が不要になる運用上の利点がある。

オイルポッド潤滑は、軸受室にオイルを封入しておき、回転力を利用して軸受へ循環させる方式である。(図8)

グリース潤滑は構造が簡単で、小型軽量、低コスト化の効果が大きいですが、使用温度範囲、回転速度、作動時間に制約がある。

最近、軸受にセラミックスを適用することによりこれらの制約を突破しようとする研究が報告されており、その成果が期待される⁽⁷⁾。

始動システムは、運用条件に応じて次の方式から選択される。

- 電気モータ又はスタータジェネレータ
- 空気インピンジ
- カートリッジスタータインピンジ

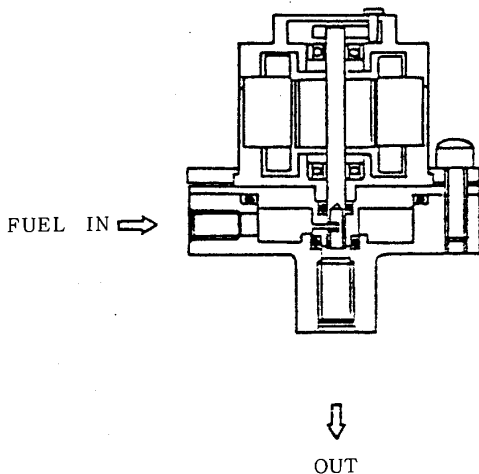


図7 TJM3 エンジンの燃料制御弁⁽⁵⁾

• ウインドミル

空気インピンジ方式は、エアジェットを圧縮機又はタービンに吹き付けてロータを駆動する方式で、主として地上発進の無人機に用いられる。

カートリッジスタータインピンジ方式は、エアジェットの代わりに火薬の燃焼ガスジェットを吹き付ける方式で、ミサイルで使用される場合が多い。

カートリッジの推薬は、燃焼ガス温度が低い硝安系が通常使用される。

ウインドミル方式は、機体に速度があり、流入する空気力によってロータを回転させて始動する方式である。

スタータは特に必要としないので、低コスト化の効果が大きい。

しかし、十分な機速が必要であるから、通常空中でエンジンを始動する場合にのみ採用される。

点火システムは次の方式がある。

- 電気火花イグナイタ
- カートリッジイグナイタ

カートリッジイグナイタは、火薬の火炎によって点火する方式で、繰返し使用はできないが、エキサイタが不要になり、簡単で小型、低コストになるので採用例が多い。

エンジンに発電機を装備する場合は補機駆動ギヤボックスを省略し、主軸直結の高速発電機とする。

以上のような方策の結果を巨視的に評価するため、代表例としてエンジンの質量推力比を比較すると、無人機・ミサイル用エンジンは有人機用エ

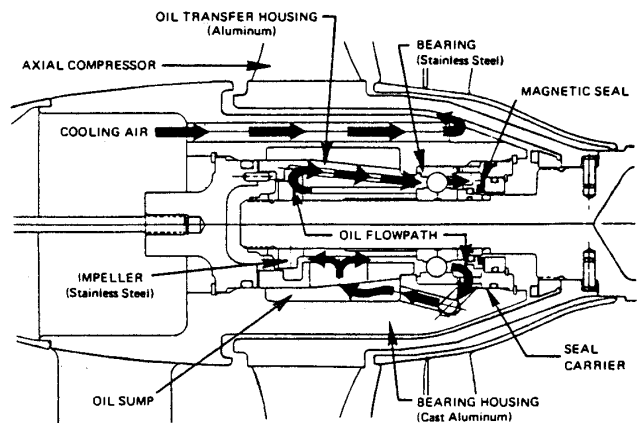


図8 J402 エンジンのオイルポッド潤滑システム⁽⁶⁾

ンジンより大巾に軽くなっている。(図9)

(4) 開発試験

有人機用エンジンは、軍用の場合は米軍規格 MIL-E-5007, 民間用の場合は FAR 等に従ってエンジンの開発が行われる。

無人機・ミサイル用エンジンの場合は、有人機用のような一般スペックがないので、各エンジンの用途に応じて個々にモデルスペック中で開発試験に対する要求事項を定めているようである。

TJM3 エンジンの開発においては、MIL-E-5007D の開発試験項目を取捨選択し、更にエンジン全体の加振試験、衝撃試験等を追加して開発試験項目を定めた。

3. 小型ヘリコプタ用ターボシャフト及びビジネス機用ターボプロップエンジン

数百 SHP 級の小型エンジンは、1960 年代に P & WC 社の PT6, GARRETT 社の TPE331, ALLISON 社の 250 エンジンが開発され、小型ヘリコプタやビジネス用ターボプロップ機で広く実用されるに至ったが、その性能は大型エンジンに及ばない水準に止っていた。

しかし、1970 年代に T700 エンジンが開発され、1,500SHP 級エンジンの性能は一挙に大型エンジン並みに引き上げられた(図10)。

この成功に力を得て、米軍は更に小型の 800 SHP 級エンジンの性能向上研究に取組み⁽⁸⁾, その成果に基づいて現在 T800 エンジンの開発を実施しており、1,000SHP 級以上のエンジンについては大型エンジンに近い性能が達成されつつある。

これに刺激されて、1,000SHP 以下の領域でも

性能向上を図った新型エンジンの開発が行われている。(表4)

これらのエンジンで実現された第一の改良は、全体圧力比の向上である。(図11)

1,500~2,000SHP 級エンジン(T700 他)では従来の圧力比約 8 を 15~17 に高くし、圧縮機形式は軸流・遠心式が多い。

1,200SHP 級エンジン(T800)でも圧力比を約 15 に高め、圧縮機形式は軸流・遠心式と遠心 2 段式が競争している。

1,000SHP 以下のエンジンは、低コスト化の配慮から遠心 1 段圧縮機を採用している場合が多く、その場合は圧力比 8~9 である。

しかし、最近高圧力比遠心圧縮機の研究が進展しており、近い将来 1 段で圧力比 10 以上の遠心圧縮機が実用化される可能性がある。(図12)

第二の改良はタービン入口温度の向上である。1,000~2,000SHP 級エンジンのタービン入口温度は既に 1,200℃ を上回っており、タービン翼は空冷かつ一方向性凝固(DS)又は単結晶(SC)を

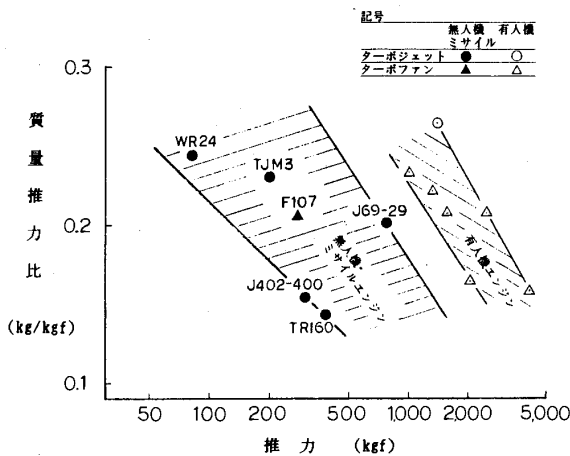


図9 無人機・ミサイル用エンジンの質量推力比

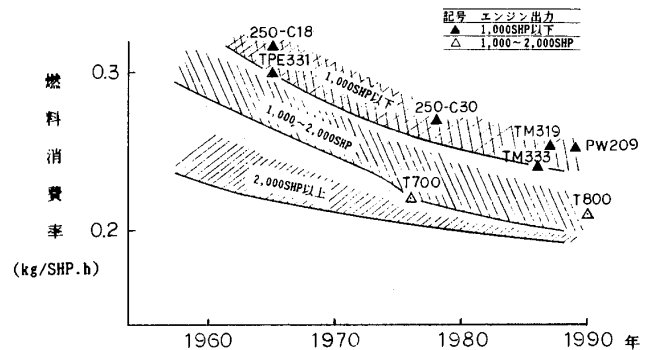


図10 小型ターボシャフト, ターボプロップエンジンの燃料消費率推移

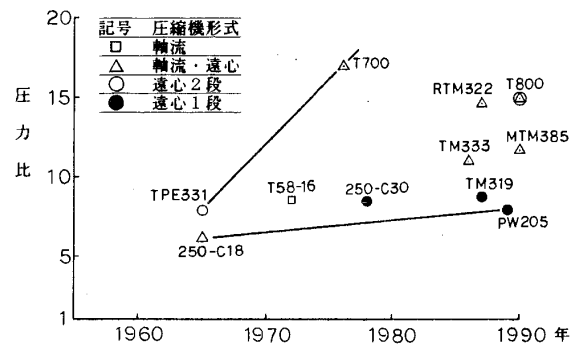


図11 小型ターボシャフト, ターボプロップエンジンの圧力比推移

表4 最近の小型ターボシャフトエンジン (代表例)

| エンジン | PW205B | TM319 | 250-C34 | TM333 1A | T800 |
|----------------|---------|-----------|--------------------|-------------|-------------------------|
| メーカー | P & WC | TURBOMECA | GM ALLISON | TURBOMECA | Lycoming/P&W 又はLHTEC |
| 軸出力 (SHP) | 590 | 456 | 735 | 838 | 1,200 |
| 燃費率 (kg/SHP-h) | 0.252 | 0.253 | 0.270 | 0.240 | 0.21 |
| 質量 (kg) | 不明 | 87 | 119 | 140 | 136 |
| 圧縮機 | 1C | 1C | 1C | 2A・1C | 2A・1C又は2C |
| 燃焼器 | 逆流 Ann | 逆流 Ann | 1Can | 逆流 Ann | 逆流 Ann |
| タービン | 1A+1A | 1A+1A | 1A+2A | 1A+1A | 2A+2A |
| 制御 | デジタル電子式 | デジタル電子式 | 空気機械式 又はデジタル電子式 | デジタル電子式 | デジタル電子式 |
| 備考 | 開発中 | | | 1988年3月納入開始 | 開発中 |

備考 1. 性能は離陸定格を示す。
 2. 圧縮機、タービンの数字は段数、燃焼器はライナの個数を示す。
 Aは軸流式、Cは遠心式、Annは環状型、Canは缶型を示す。
 ・は同軸、+は別軸を示す。

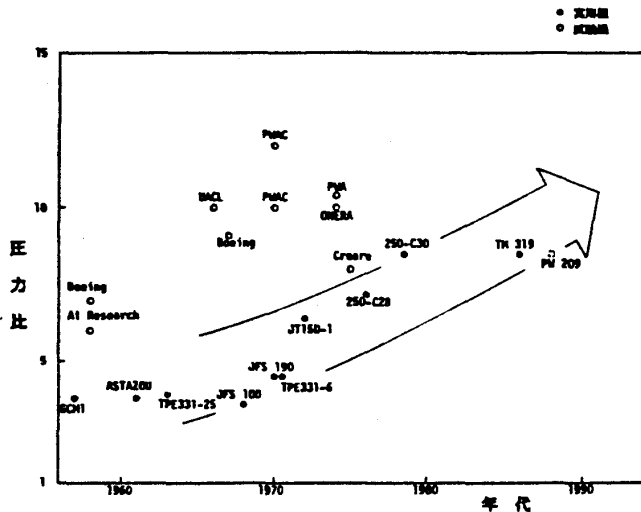


図12 単段遠心圧縮機の圧力比推移⁽⁹⁾

使用している。

一方、1,000SHP以下のエンジンは、タービン翼が小さいために生ずる製造技術的な困難さとコストの制約から、現在は非空冷のタービン翼を採用し、タービン入口温度は1,000~1,100℃に止まっている。

今後の課題として、1,000SHP以下の領域におけるタービン翼の空冷化に注目して行きたい。

第三の改良は要素効率の向上である。

圧縮機とタービンの三次元流れ解析の実用化の成果である。

今後は、三次元粘性流れ解析が、特に小型のエンジンにおいて大きな効果を発揮することが期待される。

4. APU

APUは航空機の補助動力装置として使用される小型エンジンで、地上及び空中において(1)主エンジン停止時における電力、油圧、空調用圧縮空気の供給と(2)主エンジンの始動に使用される。

APUは、当初地上支援機材(以下GSEと記す)を利用できない場合が想定される機体に限定して装備されていたが、その後航空機が自立性を持つことによる運用面の利点が評価され、今日では輸送機、戦闘機、ヘリコプタ共小型機を除きAPUを装備することが一般的になっている。

(1) 輸送機

最初にAPUを装備したのは輸送機であり、APUの形式は抽気式ガスタービンであった。

抽気式APUは、ガスタービンの圧縮機出口空気の一部を抽気して主エンジンのニューマチックスタータや空調の空気源とするもので、APUの全体圧力比はニューマチックスタータの標準仕様に合わせるため約3.5になっている。

抽気式APUの代表例としてGARRETT社のGTCP85があり、B727、B737、DC9等に装備され、現在も使用されている。

国内では、昭和30年代に防衛庁の指導の下に三菱重工がGCM1Bを開発し、GSEとして運用されている。

近年、APUは軸出力エンジンによりロード圧縮機を駆動する形式が多くなっている。

この形式は、ロード圧縮機の圧力比は約3.5に

保ったまま、エンジンの圧力比を高めて低燃費化を図ることができる。

更に、APUの軸出力エンジン部分に既存のビジネス機用ターボプロップエンジンを流用して高信頼性の実現と開発期間・費用の節減を図った例があり、開発したエンジンを多目的に転用又はファミリー化する方向へ今後益々進むことが予想される。

代表例として、P & WC社のターボプロップPT6をAPU化してトライスタに装備したST6とGARRETT社のターボプロップTPE331をAPU化してB767に装備したGTCP331がある。

(2) 戦闘機

戦闘機のAPUシステムは、メカニカルリンク方式とニューマチックリンク方式が実用されている。

メカニカルリンク方式は、APUの軸出力で主エンジンを機械的に駆動して始動する方式で、F-15戦闘機に採用されている。(図13)

メカニカルリンク方式は、APUの出力を主エンジンまで伝える伝達効率が高いという長所がある反面、APUを主エンジンのすぐ近くに置かな

ければならない配置上の制約があり、各種クラッチが必要でシステムが複雑になる欠点がある。

ニューマチックリンク方式は、APUが圧縮空気を出力し、これを配管でニューマチックスタータに導き、主エンジンを始動する方式で、輸送機の場合と同じ方式である。

ニューマチックリンク方式の得失はメカニカルリンク方式の逆で、長所は配置上の制約がないことと技術的に確立した信頼性が高いシステムであること、欠点はAPU出力の伝達効率が低いことである。

今後の課題は、フライバイワイヤ機に対する対応であろう。

フライバイワイヤ機では、電力と油圧の遮断が致命的な事故につながる可能性があり、許されない。

従って、空中で主エンジンが停止した場合には、補助動力システムが直ちバックアップしなければならない。

しかし、APUは一般に高空では着火限界、始動時間延長、出力低下の制約があり、高度2～3万フィート以下でしか使えない。

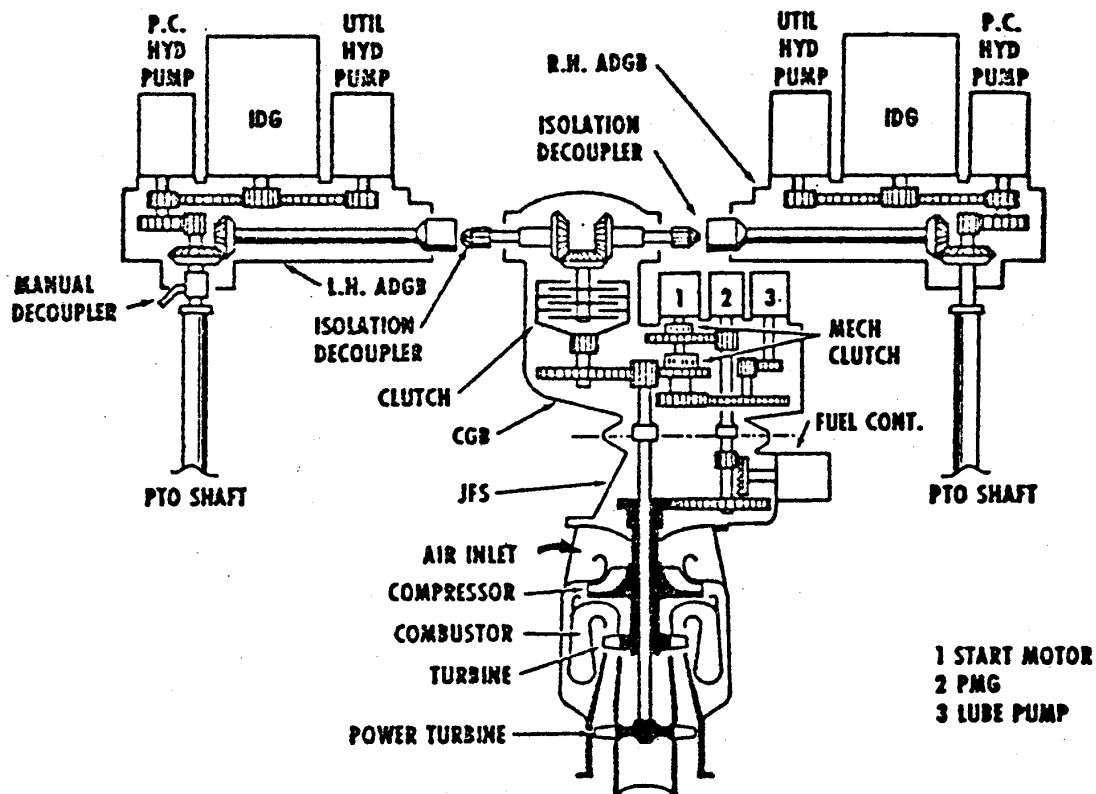


図13 F-15戦闘機の補助動力システム(メカニカルリンク)⁽¹⁰⁾

従って、高空では別の補助動力システムが必要になり、F-16戦闘機では、一液式推進剤を燃料とする緊急動力システム（以下EPUと記す）を装備している。（図14）

APUとEPUを比較すると、ガス発生器の部分は異なるが、出力タービン、ギヤボックス、機体補機の部分は共通化できる可能性がある。

従って、APUとEPUを一体化した補助動力システムの研究が行われており、その一例を図15に示す。

(3) ヘリコプタ

ヘリコプタのAPUは、輸送機のシステムに類似しているが、一層小型である。

CH-47大型ヘリコプタのAPUはハイドロリ

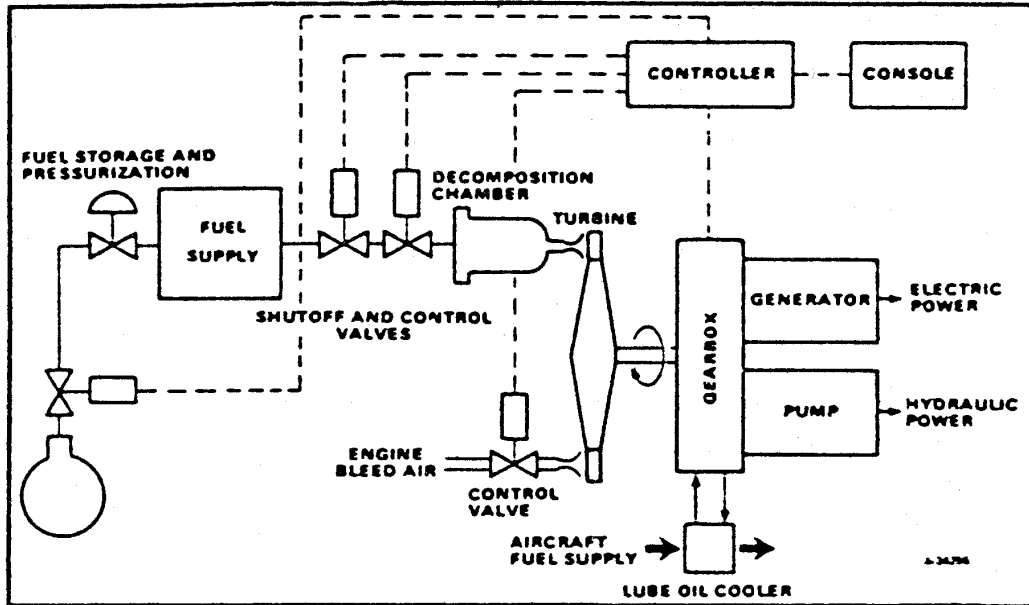


図14 F-16戦闘機の緊急動力装置⁽¹¹⁾

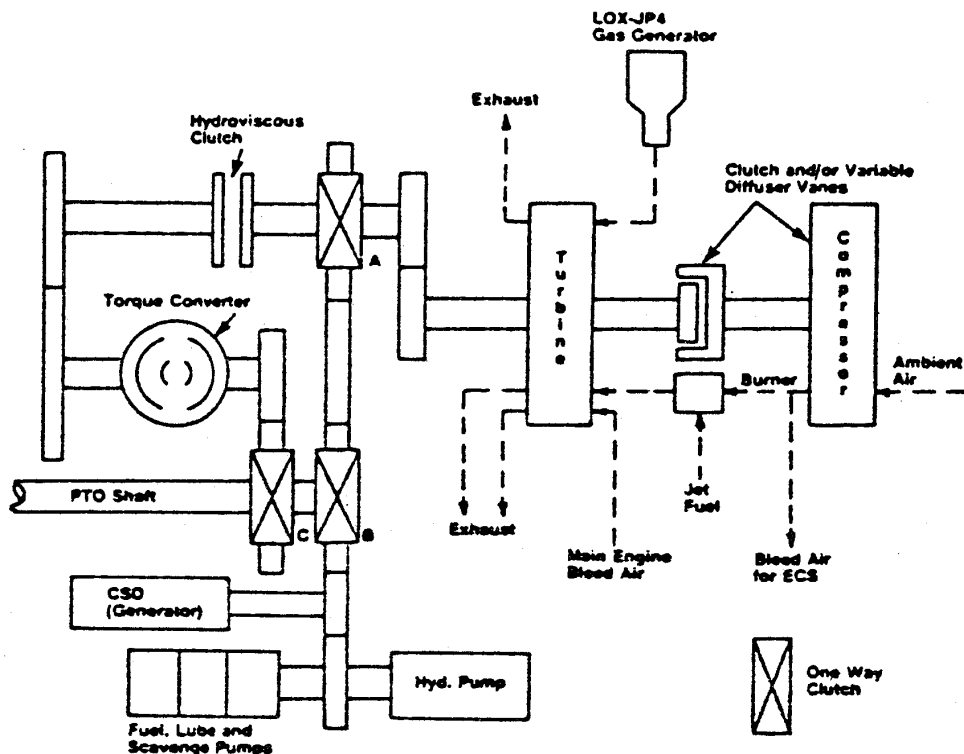


図15 Sundstrand社の戦闘機用統合補助動力システム⁽¹²⁾

表5 小型エンジン 2000年技術のランク付け⁽⁴⁾

| | ROTORCRAFT/COMMUTER | | | | | | CRUISE MISSILE | |
|--------------------------|---------------------|---------|---------------|---------|---------|---------|----------------|----------|
| | ALLISON | | AVCO LYCOMING | | GARRETT | | TELE-OYNE | WILLIAMS |
| | \$1/GAL | \$2/GAL | \$1/GAL | \$2/GAL | \$1/GAL | \$2/GAL | | |
| MATERIALS | | | | | | | | |
| CERAMICS | 58% | 57% | 65% | 55% | 45% | 40% | 31% | 23% |
| ADVANCED METALLIC DISK | | | | | 20% | 3% | | |
| ADVANCED AEROYDYNAMICS | | | | | | | | |
| 3-D CODES AND COMPONENTS | 40% | 42% | 29% | 25% | 30% | 34% | 22% | 24% |
| TURBINE | 17% | 18% | 11% | 10% | 17% | 17% | 15% | 12% |
| COMPRESSOR | 14% | 15% | 18% | 15% | 10% | 14% | 7% | 12% |
| COMBUSTOR | 9% | 9% | | | 3% | 3% | | |
| RECUPERATOR | | | 6% | 20% | | 22% | | |
| SYSTEMS TECHNOLOGIES | | | | | | | | |
| BEARINGS | • | • | | | • | • | • | 45% |
| SHAFTS | | | | | • | • | • | |
| SEALS | | | | | • | • | • | |
| GEARBOX | | | | | | | 40% | |
| SLURRY FUEL COMBUSTOR | | | | | | | •• | •• |

• NECESSARY TO ACHIEVE GAINS FROM MATERIALS AND AEROYDYNAMICS
 •• CRUISE MISSILE RANGE BENEFIT

%は直接運航費又はライフサイクルコスト低減への貢献度を示す。

リンク方式が特徴的であり、SH-60 中型ヘリコプターの APU はニューマチックリンク方式である。

5. あとがき

1970年代に1,500SHP級エンジンが大型エンジンに近い性能を達成し、1980年代の現在1,000SHP級エンジンが同様の性能を実現しつつあることは、既に述べた。

最近、NASA と米陸軍は共同で、250~1,000SHP級小型エンジンの2,000年技術について調査を実施し、明らかになった必要技術をまとめてランク付けをしている。(表5)

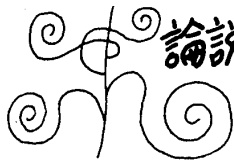
セラミック複合材等の材料と三次元粘性計算空気力学の貢献度が高い。

このように、1,000SHP以下の小型エンジンについても大巾な性能向上を目指す努力が既に始まっており、今世紀中に技術的突破が実現することを期待したい。

参考文献

(1) Rodgers, C., ASME Paper 86-GT-1 (1986)
 (2) Bird, C. R. and Hagebush, W., AIAA Paper

No.75-999 (1975)
 (3) Singh, B. and Benstein, E. H., AIAA-86-1546 (1986)
 (4) Vanco, M. R., Wintucky, W. T. and Niedzwiecki, R. W., AIAA-86-1542 (1986)
 (5) Kishimoto, K., Sakurai, M. and Shimazaki, K., 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress 83-TOKYO-IGTC-92 (1983)
 (6) Hamburg, G. W., ほか3名, JOURNAL OF AIRCRAFT, 12-4 (1975-4), 255
 (7) 吉川, ほか4名, 日本ガスタービン学会誌, 15-59 (1987-12), 114
 (8) Johnson, E. T. and Klassen, D. D., ASME Paper 86-GT-80 (1986)
 (9) 森下, 長田, 第28回航空原動機に関する講演会講演集 (昭63-2), 62
 (10) Ostroff, H. S., SAE Paper 740885 (1974)
 (11) Allen, D. V., ほか2名, ASME Paper 83-GT-189 (1983)
 (12) Smith, W. G. and Fandel, R. J., SAE Paper 821462 (1982)



航空宇宙技術研究所 能瀬弘幸

1. まえがき

21世紀の宇宙は、有人宇宙活動を中心として大きく発展するものと見られているが、そのための最大のインフラストラクチャは、地球上と地球低軌道の宇宙基地とを往復する宇宙往還機——スペースプレーンである。世界唯一のスペースプレーンである米国のスペースシャトルは、チャレンジャー事故以来飛行を中止しているが、再開されたとしても現在の製造設備と運用の能力から、2,000年前後にはその需要を満たせなくなると推測されている。また現用シャトルの運用コストはオービタの償却費を除いても6,500万ドルと高価なうえ、年間に可能な運用回数も少く、飛行の即応性にも劣るなど、種々の問題点が指摘されている。

このような背景から米国・ヨーロッパを中心に、第2世代のスペースプレーン開発の動きが活発化し、我が国に於ても科学技術庁のスペースプレーン検討会⁽¹⁾を始めとして調査活動や種々の検討・研究が開始されている。

本稿では、一つの理想的形態として、有翼でエアブリージングエンジンを備え、水平に離着陸するスペースプレーンを中心に、世界の開発計画とそのエアブリージングエンジンシステムについて解説を試みたい。

2. スペースプレーンの諸形態

ロケットの先端に取り付けられたカプセルに宇宙飛行士を乗せて宇宙へ初めて送ったスプートニクの飛行は、有人宇宙飛行技術開拓のための一つのチャレンジであったが、21世紀に必要となるスペースプレーンは、自在な宇宙活動を可能とする

ための交通・輸送手段として位置付けられるべきものであろう。このためには次のような要求を満たすことが必要となる。

- (1) 航空機並みの安全性・信頼性
- (2) 経済性
- (3) 利便性・快適性

技術的な困難さを別にして先ず思い浮かぶのは、航空機を発展させて、地上から水平に離陸し、大気を利用して揚力を得ながら、かつ大気中の酸素を酸化剤として利用して、速度と高度を上げ、地上数百kmの軌道を回る宇宙基地へ安全に到達し、かつ帰還する手段は得られないかということであろう。図1は、スペースプレーンの形態の代表例であるが、この中で(a)に示す単段式ス

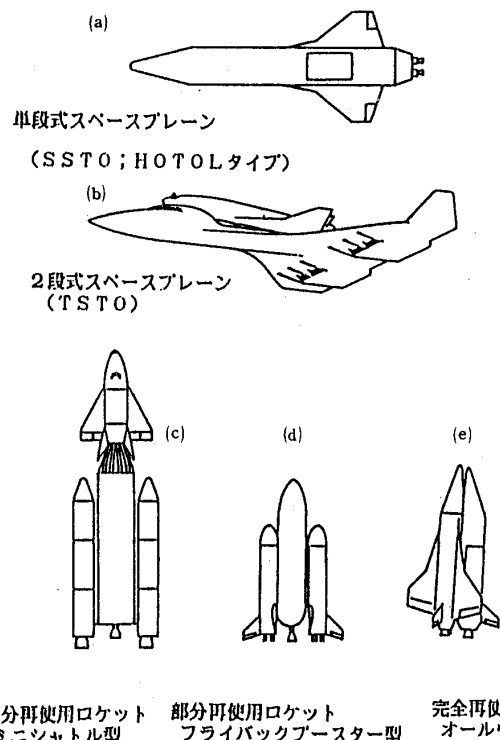


図1 各種スペースプレーンの形態

(昭和63年5月6日原稿受付)

ペースプレーン SSTO (Single Stage To Orbit) は、正に上述の要求を満たす可能性のある夢のスペースプレーンと言えよう。その実現のためのキーテクノロジーの最大のものは、軽量・小型・大推力・高性能・高信頼性の推進システムにあると云っても過言ではない。このため本講で述べる推進システムは主に SSTO を念頭においているものである。

ところで現存する航空機の中で、最も高速で高空を飛行し得るのは、ロッキード SR71 で、最大マッハ数 3.3 (3,537km/h), 高度約 24km である。スペースプレーンに要求される飛行速度は第 1 宇宙速度の 7.9km/秒 (マッハ数 25), 高度数百 km であり, SR-71 では遠く及ばないのが現状である。推進システム, 機体, 空力, 材料等の分野でそれぞれ革新的な技術的進展を待って初めて可能性が見えてくると思われるが、この夢の実現に向かって多くの研究者・技術者の努力が続けられている。離陸時と着陸時で大きく重量の異なる SSTO スペースプレーンが、離陸に要する強大な脚を宇宙迄お荷物として連れて行くのは、貴重なペイロードを犠牲にするものであり、このため地

上設備を補助的に使って離陸に必要な速度迄加速することも検討されている。また大気中を加速上昇して宇宙へ抜け出す前迄を、別の機体 (親機) で加速し、そこからスペースプレーン (子機) を切り離し、ロケットで加速するのが (b) の TSTO (Two Stage To Orbit) である。

一方、ロケットからの発展としては、経済性向上の観点から打上げのためのロケットブースターを回収して再使用する (c), (d) の部分再使用型や、打上げのロケットも有翼として回収・再使用する (e) 完全再使用型などが検討されている。

3. 欧米ならびに我が国に於けるスペースプレーン研究開発動向とその推進システム

米国およびヨーロッパには表 1⁽²⁾ のような水平離陸機等の開発計画がある。米国では NASP 計画と呼ばれる研究計画の中で既にフェーズ 1 の概念検討を終り、その結果を受けてエンジンの開発・地上運転と、機体及び要素開発を主としたフェーズ 2 へ移行しており、それに続くフェーズ 3 では 1990 年代の半ば迄に実験機 X-30 (図 2) を開発して飛行実験を行う予定としている。X-30 はマッハ数 12~20 という高速域迄の実験を可

表 1 欧米の代表的なスペースプレーン等の研究開発計画

| 国名 | 米 国 | 英 国 | 西 独 | フランス |
|------|--|--|---|------------------------------|
| 計画名称 | NASP (National Aerospace Plane) | HOTOL (Horizontal Take Off and Landing) | Sanger Space Transport System | 未定 |
| 機関 | NASA/DARPA | BAe (R&R:エンジン) | DFVLR MBB | ONERA Aerospatiale |
| 概要 | 形式 ・単段宇宙往還機 (SSTO) ・極超音速輸送機 (HST) | ・無人単段宇宙往還機 ・無人操縦 HST | ・2 段式宇宙往還機 (TSTO) ・HST (ブースター改) | 水平離陸往還機 |
| | 規接・性能 ・マッハ 25 (宇宙往還機) 5~8 (HST 巡航) ・高度 30~100 km ・東京-ワシントン を 2 時間で 結ぶ (HST は太平洋横断のユーリ シトリス) となる | ・76x20 m ・200 t ・ペイロード=7 ton ・ロンドン~シドニーを 2 時間半 | ブースター L=83 m S=40 m W _B =330 ton ・マッハ 6.8 ・高度 35 km HST として: 250 人乗り 航続 8000 NM オービター: W _O =65 ton ペイロード 2~4 t | 未定 |
| | エンジン ・エアブリージングエンジン (ABE:ターボ系エンジン +スクラムジェット +ロケット) | ・ABE; 空気液化エンジン | ・ABE (ブースター) ターボラムジェット ・オービターはロケット | エアブリージングエンジン +ロケット (詳細未定) |
| 開発計画 | ・1985-88: エンジン・要素研究開発 ・1989-98: 実験機 X-30 開発/ 飛行実験 開発委託 ・PWA, GE にエンジン研究 開発委託 | ・1998 年実用化を目標 (ESA 計画として提案中) | ・4~6 年の技術研究 の後開発へ移行 (ESA 計画として提案中) | とくに開発計画はなく技術 研究の段階 |

能とする計画で、推進システムとしてターボ系エンジン、スクラムジェットエンジンおよびロケットを組合せた複合エンジンの開発が同プロジェクトの成否の鍵を握るものとして NASA, PWA 社, Rocketdyne 社, Aero-jet 社等が研究開発を続けている。NASP 計画に於ける X-30 飛行実験と種々の技術の成熟の結果が将来のスペースプレーンや極超音速機の開発へ繋がるものとしている。このスペースプレーンは、単段式 (SSTO) の水平離着陸方式で、1986年2月にレーガン大統領が年頭教書の中で発表した「ニューオリエンタエクスプレス」研究開発構想の最終目標であるが、この他、2段式 (TSTO) で水平離着陸方式のスペースプレーン等についても検討が進められている。

ヨーロッパに於ては、英国、西独、フランスから各種のスペースプレーンが提案されており、ヨーロッパ宇宙機構 (ESA; European Space Agency) がそれらの調整を行っている。この中英国の HOTOL (Horizontal Take Off and Landing) は、完全再使用型の無人単段スペースプレーンであり、乗員はペイロードとして搭乗し、パイロットは乗せない計画である。脚は着陸重量で設計し、離陸時には台車を用いる (図3)。

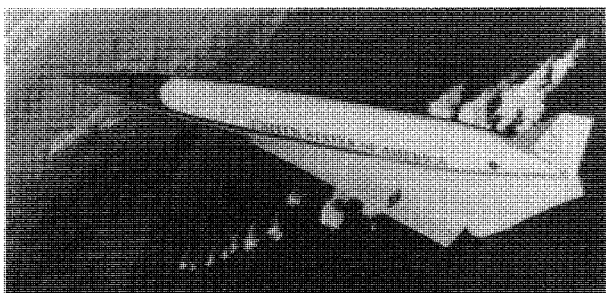


図2 実験機 X-30 概念図

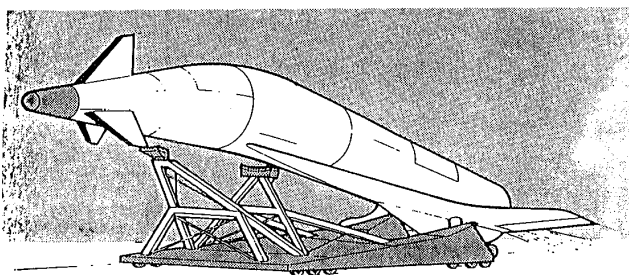


図3 HOTOL (英国)

エンジンはロールスロイス社 (R&R) が開発中といわれる LACE (5章参照) エンジンといわれており、離陸からマッハ5迄は大気中の酸素を、それ以後は機体内に貯蔵している液体酸素をそれぞれ酸化剤として用い、燃料は液体水素である。LACE の他にもオプションとして、他の形態の推進システムの検討も行われている。

西独は、ブースター (親機) の上にロケットエンジンを搭載したオービター (子機) を乗せて離陸し、高度36km, マッハ数約7でHORUSと呼ばれるオービターを切り離し宇宙へ発進する Sanger (図4) 計画をESAに提案している。ブースターの推進システムとしてはエアターボラムジェットエンジン (ATR) が検討されている。またブースターから HORUS を外し、客室を設けてマッハ5クラスの欧州極超音速輸送機とする構想についても検討が進められている。

フランスではアリアンV型ロケットで小型のスペースシャトルを打上げる HERMES 計画が進められているが、シャトル (オータビー) には打上げ失敗時の帰還用エンジンのみを備える計画である。

我が国に於いては、宇宙開発事業団のH-IIロケットを利用した貨物専用で無人の、いわばミニ

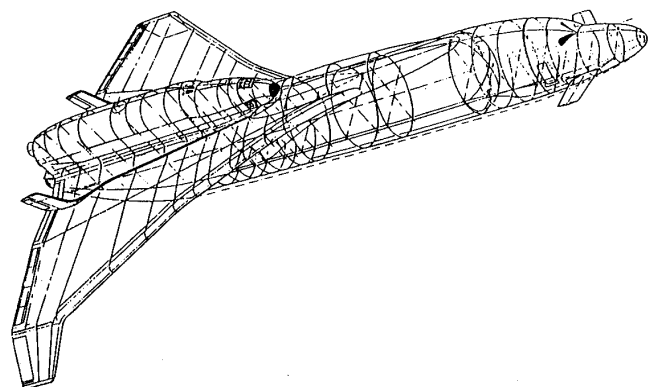


図4 SÄNGER (西独)

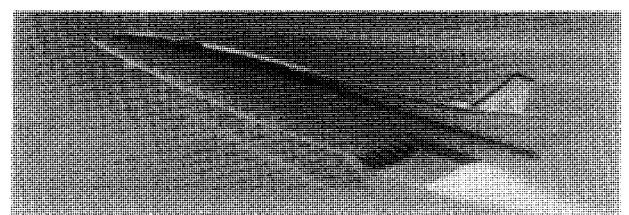


図5 日本のスペースプレーン (SSTO) 概念図例 (NAL)

シャトル (HOPE) 案があり、一方有人の検討としては、水平離着陸式で有翼のスペースプレーン (図5) について航空宇宙技術研究所が概念研究ならびに基礎・要素研究を進めている。また推進システムについてもエアブリージングエンジンや再使用ロケットに関して概念研究ならびに基礎・要素研究を進めている。また宇宙科学研究所では、弾道飛行で宇宙観測やスペースプレーン技術開発のための実験を行うため、HIMES 計画を進めている。

民間企業に於いても、機体メーカー、エンジンメーカーはもとより、それ以外の企業も独自に概念検討や基礎研究に着手しているほか、航技研等との共同研究も積極的に進めている。

4. スペースプレーンの飛行経路

図6はSSTO型スペースプレーンの飛行経路の検討例を、他例と比較して示したものである。ロケットで打上げられるスペースシャトルは、比較的低速で一気に上昇し、大気密度の低い高度100km以上で必要な速度迄加速する。因みに高度と大気圧力の関係を表2に示す。一方、エアブリージングエンジンを搭載したスペースプレーンは、機体にかかる動圧と空力加熱の制約の中で、

エンジンの特性や作動範囲を考慮しつつ、最適な飛行経路を選定する必要がある。図6の検討案では、上昇経路の中、地上からA点 (マッハ数6) 迄を、後述のエアターボラムジェットエンジン (ATR) で加速し、B点 (マッハ数12) 迄をスクラムジェット (SCRJ)、それ以後をロケットエンジンに切り換えるものとしている。

表2 高空における大気温度変化特異点と大気圧力

| シオホテンツナル高度 H (km) | 温度 T (K) | 圧力/地表圧力 P/P _{SL} |
|----------------------|-------------|------------------------------|
| 0.0 | 288.15 | 1 |
| 11.0 | 216.65 | 0.2234 |
| 20.0 | 216.65 | 0.5403 × 10 ⁻¹ |
| 32.0 | 228.65 | 0.8567 × 10 ⁻² |
| 47.0 | 270.65 | 0.1095 × 10 ⁻² |
| 51.5 | 270.65 | 0.6202 × 10 ⁻³ |
| 61.0 | 252.83 | 0.1819 × 10 ⁻³ |
| 79.0 | 180.65 | 0.1023 × 10 ⁻⁴ |
| 89.0 | 180.65 | 0.1622 × 10 ⁻⁵ |
| 108.0 | 257.00 | 0.7258 × 10 ⁻⁷ |

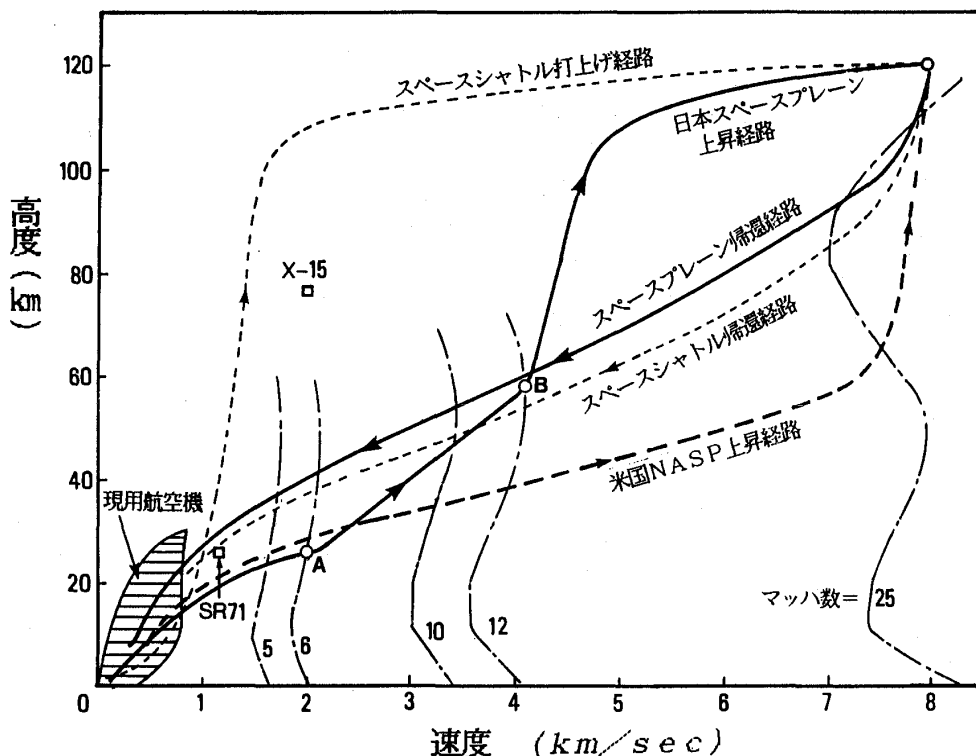


図6 各種スペースプレーンの飛行経路

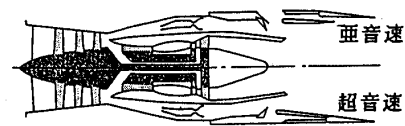
5. スペースプレーン用エアブリージングエンジン の代表的諸形態とその特性

スペースプレーンはその名が示すように、地上から航空領域を経て宇宙へ到達するものであるから、その推進システムとしては、航空機用エンジンとして実用化されているジェットエンジン技術を高速域へ発展させて宇宙用エンジンであるロケットへ効率良く継ぐというのが、一つの考え方である。

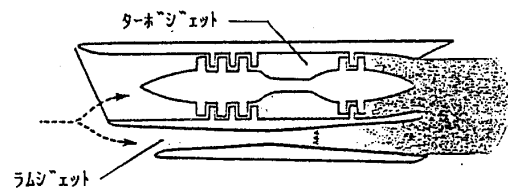
図7は、エアブリージングエンジンの代表的な形態の例である。(a)の超音速可変サイクルターボファンエンジンは、低バイパス比ターボファンエンジンを基本として、飛行速度に応じてファンのバイパス比や流路形状を変え、ファン・バーニングを行ってマッハ数3以上迄の高効率化をねらったものであり、米国のPWA社やGE社がNASAのコントラクトの下に過去に超音速機(SST)用エンジンとして研究を行った形態で、極超音速機(HST)用エンジンとしても検討が行なわれている。(b)のターボラムジェット(TRJ)は、ターボジェットエンジンとラムジェット燃焼器を複合化したもので、複合化の形状には種々のバリエーションがある。飛行マッハ数が上昇するとラム圧が高まり、ファンは圧縮の必要性が無くなって、ウィンドミル状態となると共に、流入空気温度がファン材料の使用限界温度を超過するためにターボジェットへの入口を閉じてラム燃焼室のみへ空気を取り入れる工夫も検討されている。ファン駆動用のタービンが飛行マッハ数上昇に伴ってその材料の使用限界温度を越えるのを避けるために、ファン出口流路とは独立してタービンを配置するのが、(c)のエアターボラムジェット(ATR)である。タービンは、主流流路とは独立に配置されたガスジェネレーターで生成する、燃料過濃で1000℃程度の比較的低温の燃焼ガスで駆動するガスジェネレーターサイクルタイプと、燃料を熱交換器等で加熱膨張させたガスで駆動するエキスパンダーサイクルタイプなどがある。タービンを出たガスは、いずれのタイプもラム燃焼室へ流入して燃焼する。TRJと異なり、ATRのタービンへ供給するガスは、飛行速度や高度の影響を直接受けないで制御出来る利点もある。ATRにさらにロケットを組み込んだエアターボラムロケット(A

TRR)と称されるエンジン概念についても検討が行なわれている。ATRは、1950年代にAerojet社(米国)が考案して研究を開始したもので、米国のNASP計画に於てもGE社及びPWA社が研究を進めている。

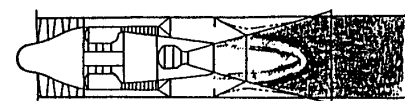
飛行マッハ数が5ないし6程度迄上昇すると、ラム圧縮によってファン等による圧縮は不要となる反面、流入空気のだよみ点温度が極めて高くなり、ラム燃焼室内流速が亜音速のままでは取り入れた空気の静温も高くなり過ぎて材料や熱解離などの点から燃焼器として成立させるのが困難となってくる。このため燃焼器内流速を超音速として静温を下げ、そこで燃焼を行わせるのが(b)スクラムジェット(Super sonic Combustion Ram Jet: SCRJ)である。因みにラム/スクラム燃焼器内状態量の計算例を表3に示す⁽³⁾。飛行速度範



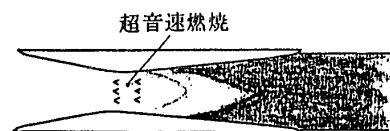
(a) 超音速可変サイクルターボファンエンジン



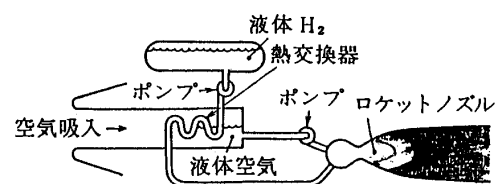
(b) ターボラムジェットエンジン (TRJ)



(c) エアターボラムジェット/ロケットエンジン (ATR/ATRR)



(d) スクラムジェットエンジン (SCRJ)



(e) 空気液化サイクルエンジン (LACE)

図7 エアブリージングエンジンの諸形態

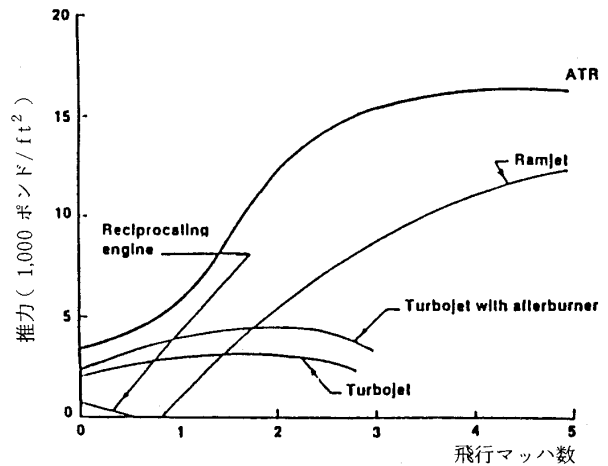
囲はマッハ数6程度から12またはそれ以上を目標としており、NASA Langley研究所(米国)等で開発研究が行なわれており、航技研角田支所に於いても基礎研究が進められている。

以上のエンジン概念とは、サイクル的にかなり異質なものとして、(e)空気液化サイクルエンジンLACE (Liquified Air Cycle Engine)がある。本質的にLACEはロケットエンジンであるが、吸入した空気を液体水素で冷却して液化し、ロケット燃焼室へ酸化剤として供給するために、大気中を飛行する間は燃料としての液体水素のみを保有すれば良く、通常の液酸・液水ロケットにくらべて効率が良くなるとされている。

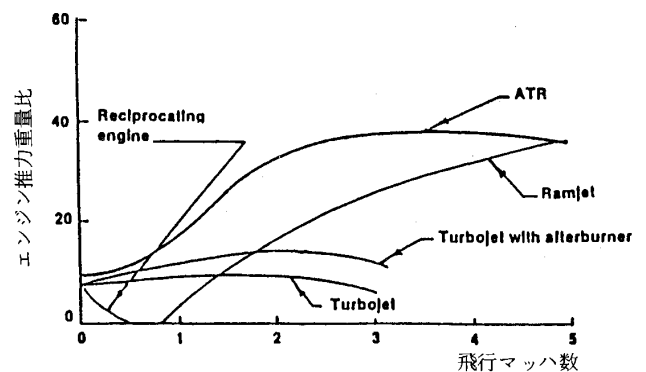
以上はエアブリージングエンジンの代表的な形態の例であるが、それぞれについて数多くのバリエーションがある他、種々の他のサイクルについても検討が行なわれている。

スペースプレーン用エンジンには、安全性、信頼性、必要な耐久性(サイクル、時間)、整備性等、基本的には通常の航空エンジンと同様の要求事項を満たすことが必要であるが、性能面からは、地上静止状態からマッハ数25まで、機体の空気抵抗に打ち勝って加速・上昇し得る大推力が必要となる。また軌道へ必要なペイロードを投入するためには、エンジンの推力/重量比を、現用航空エンジンにくらべ格段に高めなければならない。さらに、機体全備重量の中に占める割合の大きい推進剤の質量および体積を極力減らすためには、全飛行範囲にわたって高いエンジン効率を維持す

ることが不可欠である。このような観点から、図8(a)に飛行マッハ数に対するエンジン前面面積当たりの推力計算値(但し地上状態)について数種のエンジンの比較例を示す。同様に図8(b)にエンジンの推力/重量比についての比較例を示す⁽⁴⁾。



(a) 推力比較



(b) 推力重量比の比較

図8 エアブリージングエンジン性能比較(1)⁽⁴⁾

表3 超音速および亜音速燃焼ラムジェットの燃焼条件の比較⁽³⁾

| | * 亜音速燃焼ラムジェット | | 超音速燃焼ラムジェット | |
|-----------|---------------|---------|-------------|-----------|
| | バーナ入口 | バーナ出口 | バーナ入口 | バーナ出口 |
| よどみ圧力回復係数 | 0.013 | — | 0.5 | — |
| 燃焼室圧力 | 75 atm | 75 atm | 2.7 atm | 2.7 atm |
| 気流温度 | 4,500 K | 4,210 K | 1,250 K | 2,640 K |
| 気流速度 | 430 m/s | 520 m/s | 3,340 m/s | 3,360 m/s |
| 気流マッハ数 | 0.33 | 0.38 | 4.85 | 3.28 |

飛行マッハ数=12 ; 高度=30 Km ; 燃料=水素 ; 理論混合比 ; 水素噴射速度=3900 m/s

* この場合は、バーナ入口温度が過高温であって、燃焼反応ではなく、解離が起っている。

図9は、エンジン性能として、比推力を比較した例である。(比推力 I_{sp} は、通常航空用エンジンで用いられる比燃費率 (SFC) の逆数を3,600倍して秒で表示したもので、1kgの質量の推進剤(燃料と酸化剤、但し酸化剤としての吸込空気は含まない)が1kgfの推力を発生し続けられる時間を表わす。)

ターボジェットエンジン(アフターバーナ付き、水素燃焼)の比推力は、低飛行マッハ数領域では高いが、マッハ数の増加と共に低下し、マッハ数3前後からはラムジェットがターボジェットエンジンの比推力を上まわる。このため、ターボジェットとラムジェットとを複合化して高比推力領域を高マッハ数側へ拡大すると共に、小型化を狙ったエンジンの一つが、前述のエアターボラムジェットである。マッハ数が6前後からはラムジェットの性能低下によりスクラムジェットが比推力で勝れてくる。液酸・液水ロケットエンジンは以上のエアブリーディングエンジンに比べると比推力が450秒程度と低い、エンジン性能が飛行マッハ数と直接的には無関係であり、スクラムジェットの成立しない高い高度と飛行マッハ数で利用し得る唯一の推進システムである。また、推力/重量比は他のシステムと比較して格段に勝れている。

スペースプレーン用推進システムとしては、単一システム、複合システム、複数システムの組合せ等、概念としては数多く考えられる。図10は、システム組合せの例と、それぞれのシステム作動域の検討例⁽⁵⁾である。また図11は、全備重量(離

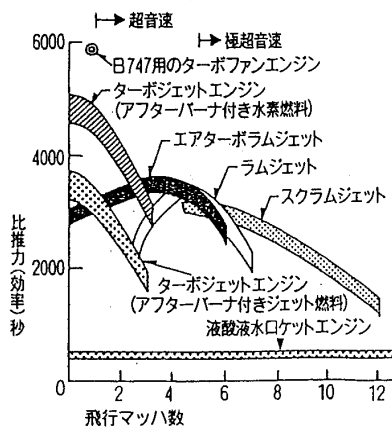


図9 エアブリーディングエンジン性能比較(2)

陸時)に占める推進剤質量比を種々のエンジン組合せについて検討した例⁽⁵⁾であるが、それ等の優劣を判定するためには技術の実現の可能性は別としても、エンジンの推力/重量比や全面面積当たりの推力、構造の複雑さや制御性等々、多方面からの検討やトレードオフが必要である。図12は、これらの観点から有望な組合せの一つと考えられている、エアターボラムジェット(ATR)とスクラムジェット(SCRJ)との複合エンジンの概念図であるが、スペースプレーンとしてはこの他、さらにロケットエンジンを組み合わせる必要がある。

6. エンジンシステムの具体的検討例

図13は、ガスジェネレーター(GG)タイプのATR系統図の例⁽⁶⁾で、システム概念図⁽⁷⁾を図14に、また性能計算例⁽⁷⁾としてマッハ数と高度に対する前面面積当たりの推力、ならびに比推力を図15に示す。図16は、エキスパンダータイプのATR系統図⁽⁶⁾で、これ迄の計算結果では、GGタイプにくらべ、やや良好な性能を得ている。

図17, 18, 19のエンジン概念図は、航技研がエ

| エンジン組合せ | 飛行マッハ数 | | | | |
|-----------------|-------------------------|---|----|----|----|
| | 0 | 6 | 12 | 18 | 24 |
| TRJ + R | ← TRJ → ← R → | | | | |
| ATR + R | ← ATR → ← R → | | | | |
| ATR + SCRJ + R | ← ATR → ← SCRJ → ← R → | | | | |
| SCRJ + R | ← R → ← SCRJ → ← R → | | | | |
| LACE + R | ← LACE → ← R → | | | | |
| LACE + SCRJ + R | ← LACE → ← SCRJ → ← R → | | | | |

TRJ:ターボラムジェット, R:ロケット, ATR:エアターボラムジェット, SCRJ:スクラムジェット

図10 各種エンジンの組合せと飛行マッハ数作動範囲⁽⁵⁾

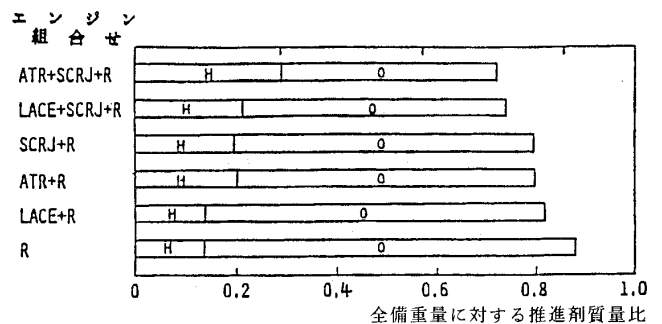


図11 各種エンジン組合せと推進剤質量比推算例⁽⁵⁾

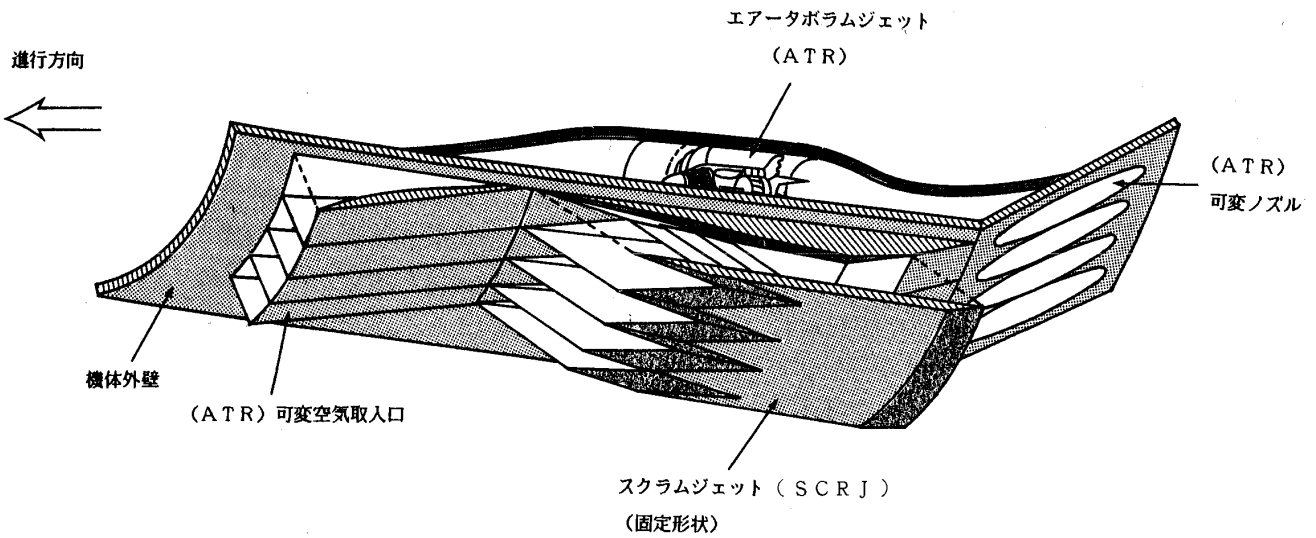


図 12 ATR + SCRJ 形態のエアブリージングエンジン適用例

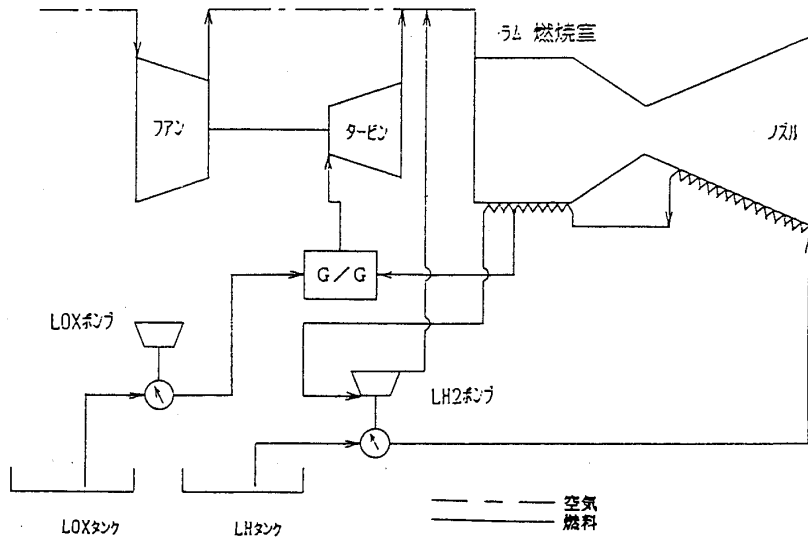


図 13 ガスジェネレータ (GG) サイクル ATR の系統図例 (6)

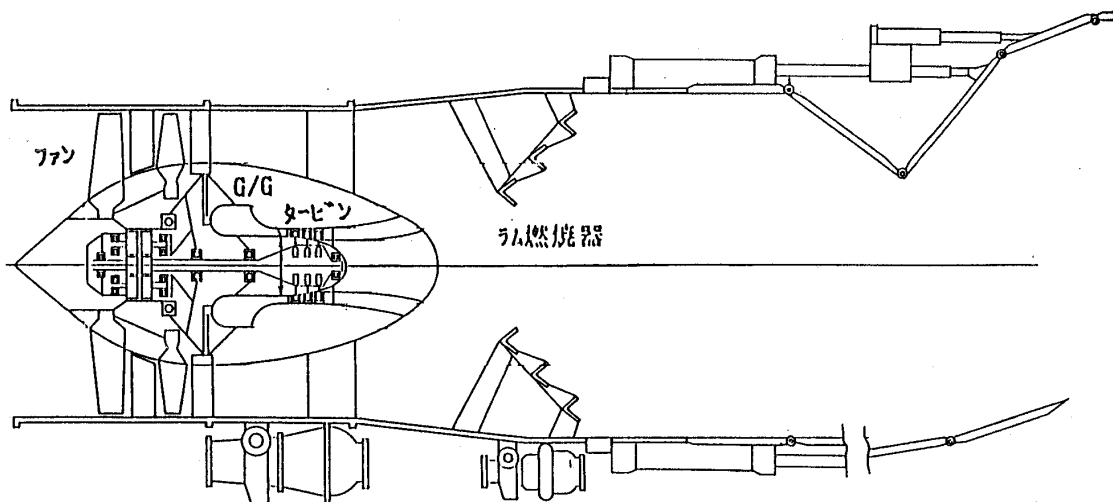


図 14 GG サイクル ATR システム概念例 (7)

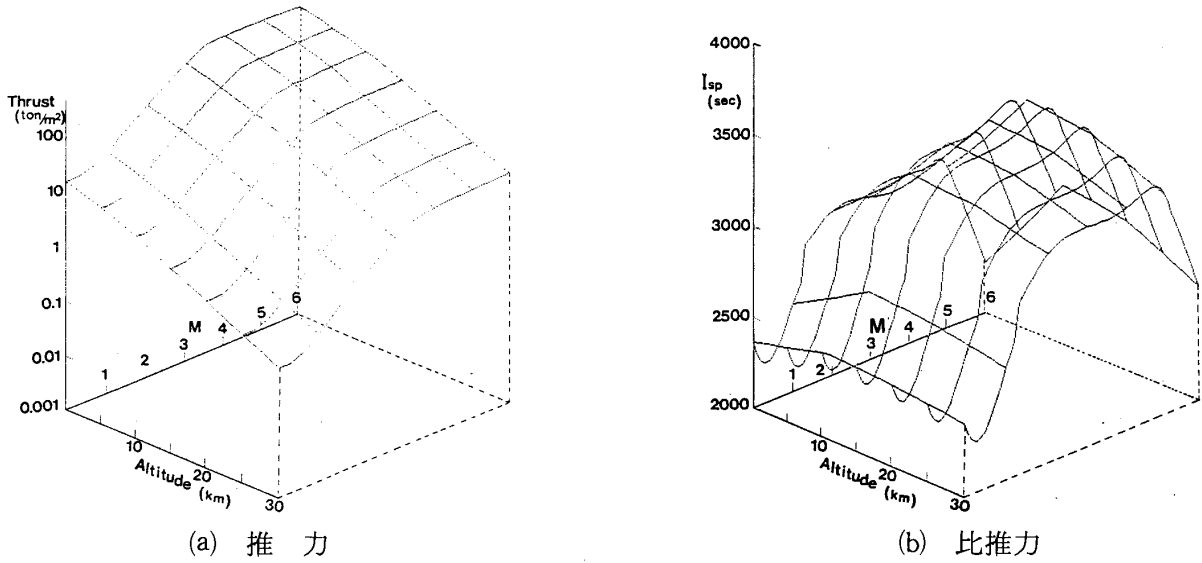


図15 ATRの性能計算例⁽⁷⁾

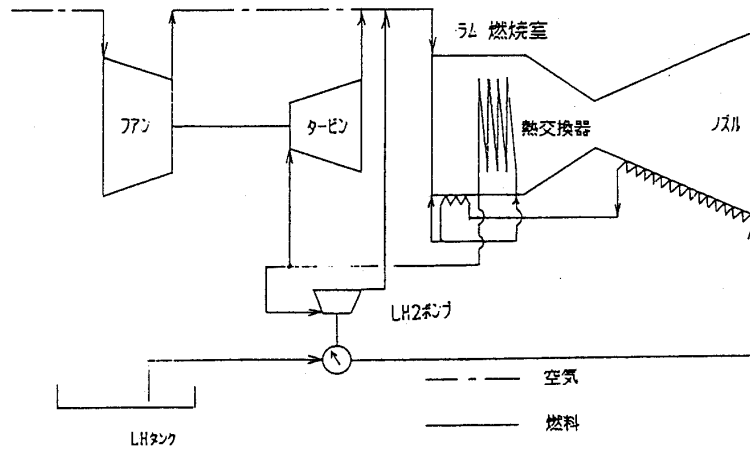


図16 エクパンダーサイクル ATR 系統図例⁽⁶⁾

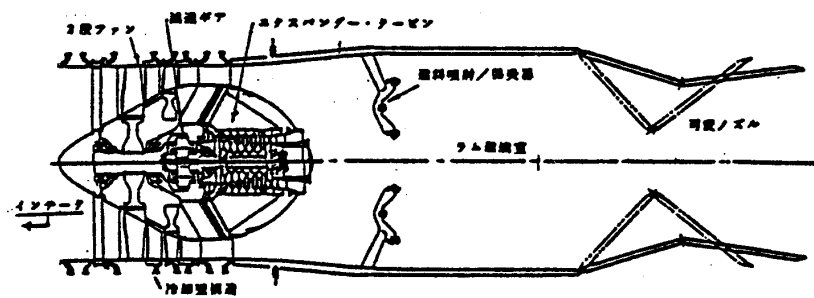


図17 エアターボラムジェット (エクパンダーサイクル) 概念

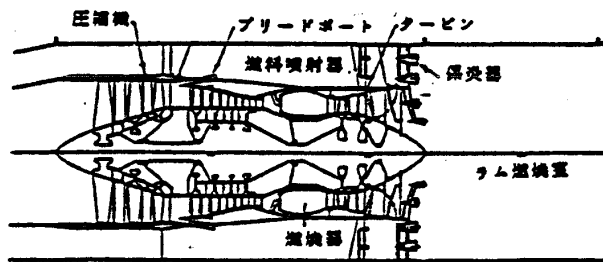


図18 ターボラムジェット概念 (ターボジェット部とラム燃焼室)

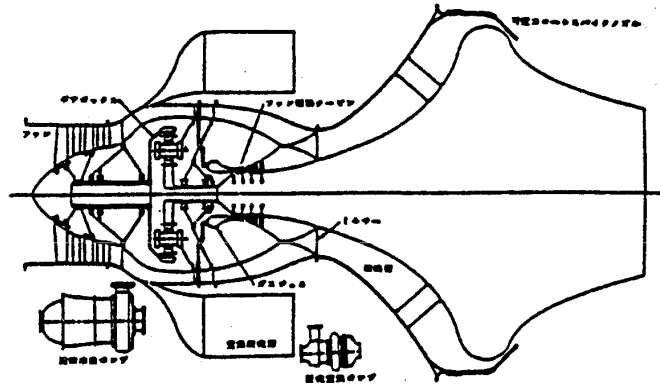


図19 空気液化式エアターボラムジェット概念

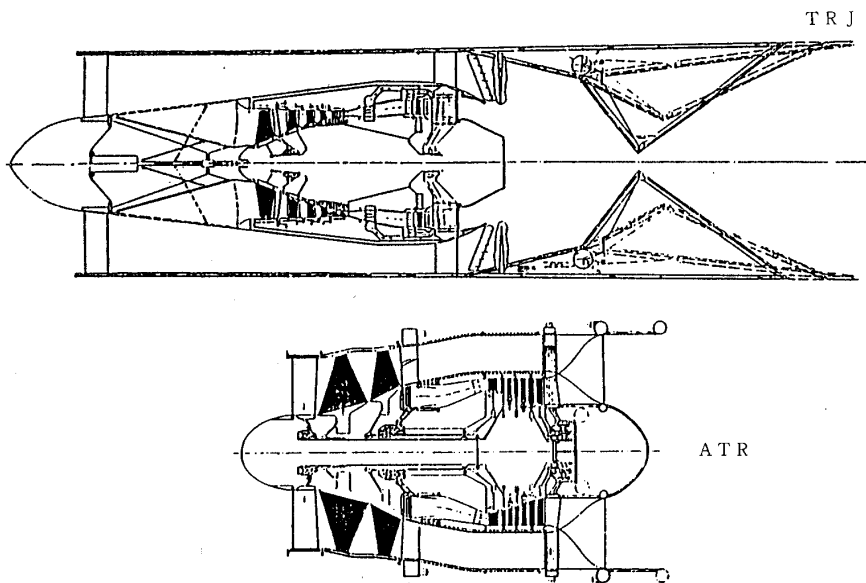


図20 PWA社のTRJおよびATR概念図

ンジンメーカー（石川島播磨重工KK, 川崎重工KK および三菱重工KK）と共同で行ったエキスパンダーサイクルATR, TRJ及び空気液化式ATRの概念検討の結果得られたものである。

図20は、PWA社が最近発表したTRJ及びATRの概念図で、飛行マッハ数の計画値はそれぞれ約4および6である。

特殊な形態のエンジンとしては、NASAとMarquardt社との検討によるATR-SERJ (Supercharged Ejector Ram Jet) と呼ばれる概念である。これは図21に示すように、一台のエンジンで種々のモード切換を行うものである。またSERJの一つとして、ファンの翼端をティップタービンとして、ガスタービンからの排気をこれに供給し、ラム圧が上昇してファンが不要になるとこれを格納するアイデアも検討されている(図22)⁽⁸⁾。

スクラムジェットとしては、NASA Langley研究所の固定形状スクラムジェットの概念(図23)などがある。超音速燃焼時の着火を確実にするために、亜音速燃焼器と超音速燃焼器を組み合わせたデュアル燃焼器スクラムジェットの概念(図24)⁽⁹⁾も研究されている。図25は、スクラムジェットエンジンの性能計算例⁽⁶⁾である。

7. 推進システムの技術課題

インテーク、エンジンおよびノズルから成る推進システムの技術課題の中でも特に重要なのは、機体との一体化技術である。図26の例に見られるように、インテーク入口に於ける流れの条件は機首の衝撃波は勿論のこと、機体下面における外部圧縮や境界層の発達、伝熱等と密接な関係があるし、エンジン後部の機体下面は、高膨張ノズルの一部を構成することとなる。従って推進システム

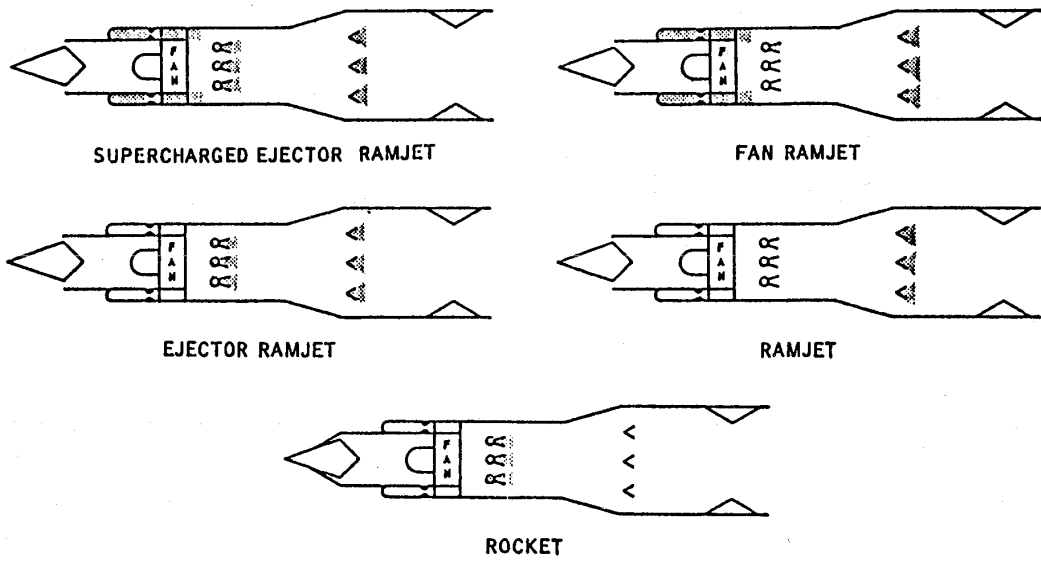


図21 ATR-SERJ (NASA-Marquardt) のオペレーションモード

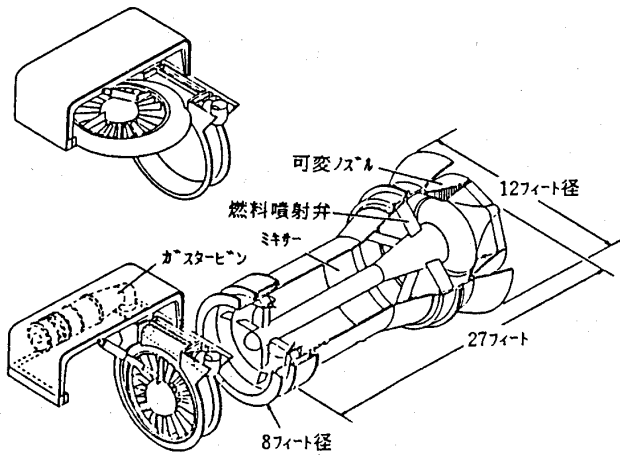


図22 SERJ 概念例 (8)

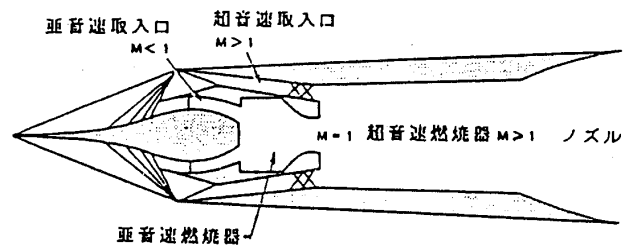


図24 JHU-APL のデュアル燃焼スクラムジェット (9)

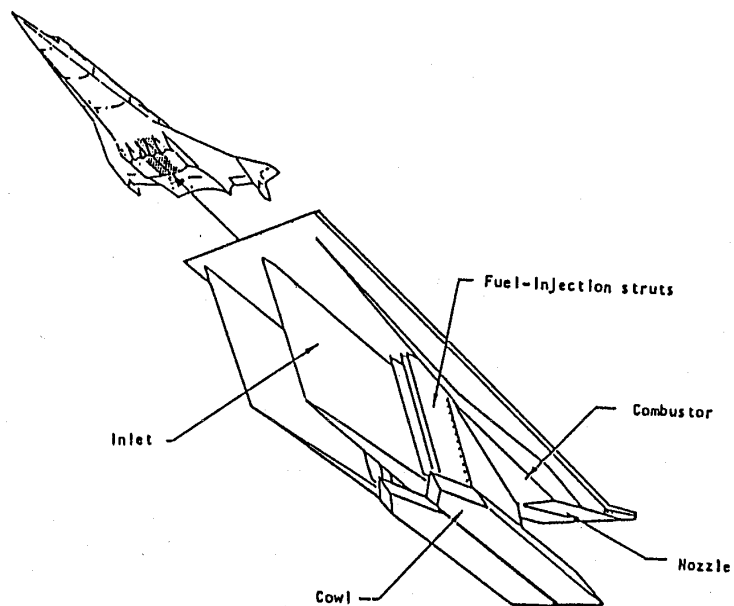


図23 固定形状スクラムジェットの概念 (NASA ラングレー研究所案)

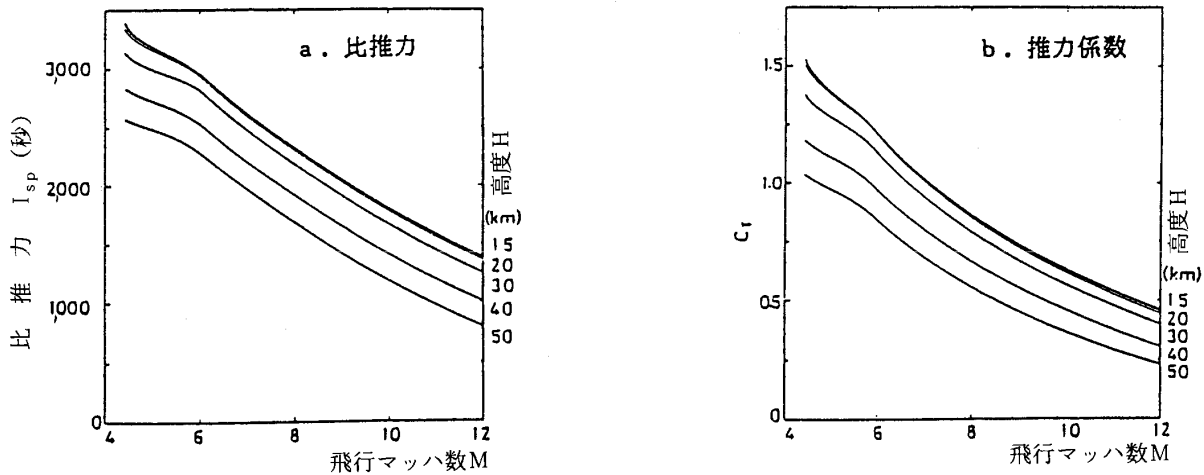


図 25 スクラムジェットの飛行マッハ数に対する性能変化計算結果例⁽⁶⁾ (迎え角 5°, 当量比 1)

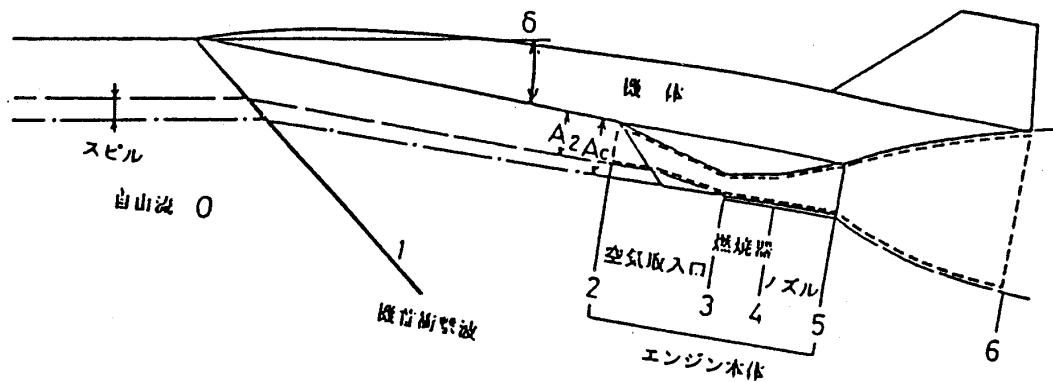


図 26 スクラムジェットの機体への取付状態例

の研究開発は、機体との一体化を前提としなければならない。

スペースプレーンの飛行環境は、飛行経路による多少の違いはあるにしても、極めて苛酷とならざるを得ない。図 27 は、TRJ エンジンを例に、ファン入口、出口、燃焼室の温度 (T_{t1} , T_{t3} , T_{tc}) を飛行マッハ数に対して示したものである。材料や構造技術の革新的な進展を期待してもなを、推進システムや機体の一部を液体水素等で冷却することは不可欠で、このためには推進剤として利用する液体水素との間で、冷却システム制御と燃料システム制御との総合的な調整が必要となろう。

エンジン本体に関しては、言うまでもなく推力重量比と比推力の格段の向上が必要で、ペイロードが離陸重量の僅か数パーセントしか考えられないスペースプレーンにおいては、その重要性は通常の航空機の比ではない。

スペースプレーンの研究開発には、要素レベルの研究・開発段階に於ける諸設備の他、大型のエ

ンジン運転試験設備が種々必要で、欧米には図 28 のような能力を有する設備が多数ある。我が国には、これ等に類する設備は皆無に等しいのが現状で、その整備は極めて大きな課題と言わざるを得ない。

スペースプレーンの飛行時に於ける地球環境に及ぼす影響としては、騒音、排ガス、ソニックブーム等があげられるが、推進システム固有の課題の解決と共に、飛行経路の選定や飛行制御技術、機体技術、空力技術等との総合的な課題解決が必要となろう。

エンジンシステムとしては前述のように、複数エンジンの組合せが必要となろうが、エンジン間の作動境界領域での切り換えも、技術的に重要な課題となろう。

なお要素技術の課題は別稿に述べられるが、ATR エンジン为例に技術課題を示すと図 29 のようになる。

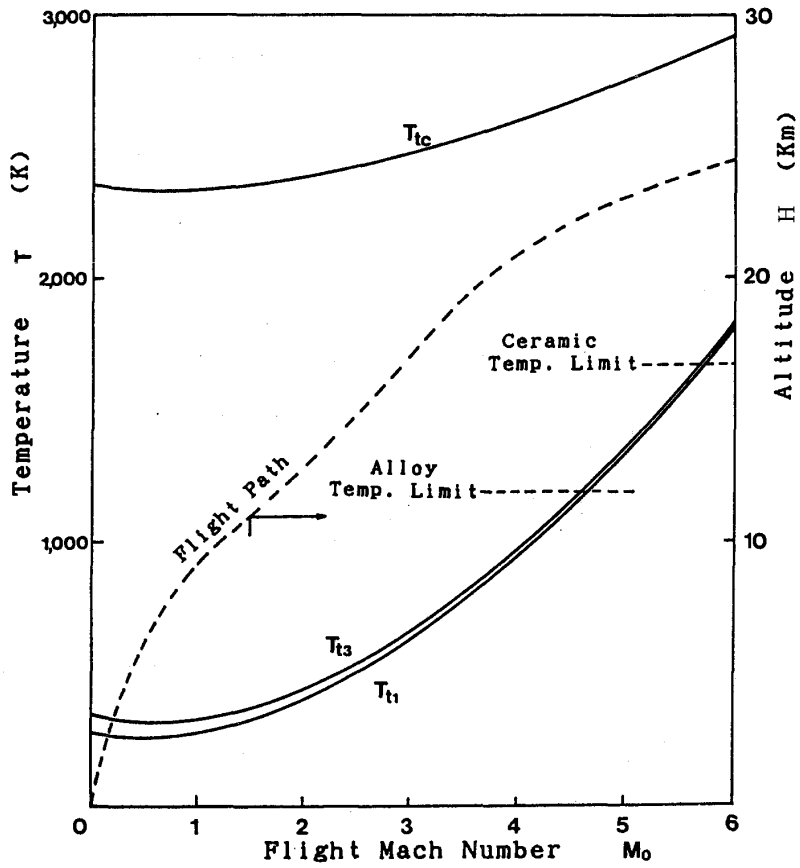


図 27 飛行条件によるエンジン各部の温度

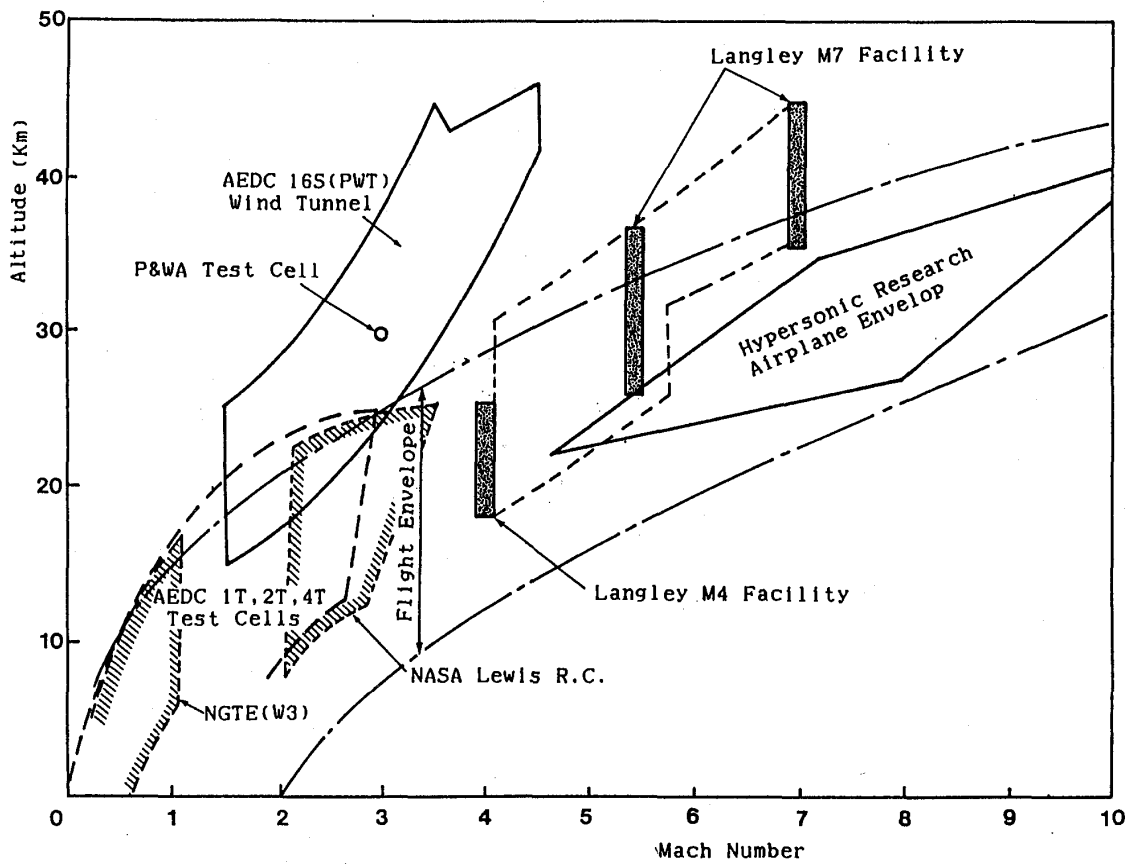


図 28 世界のエンジン運転試験設備の能力

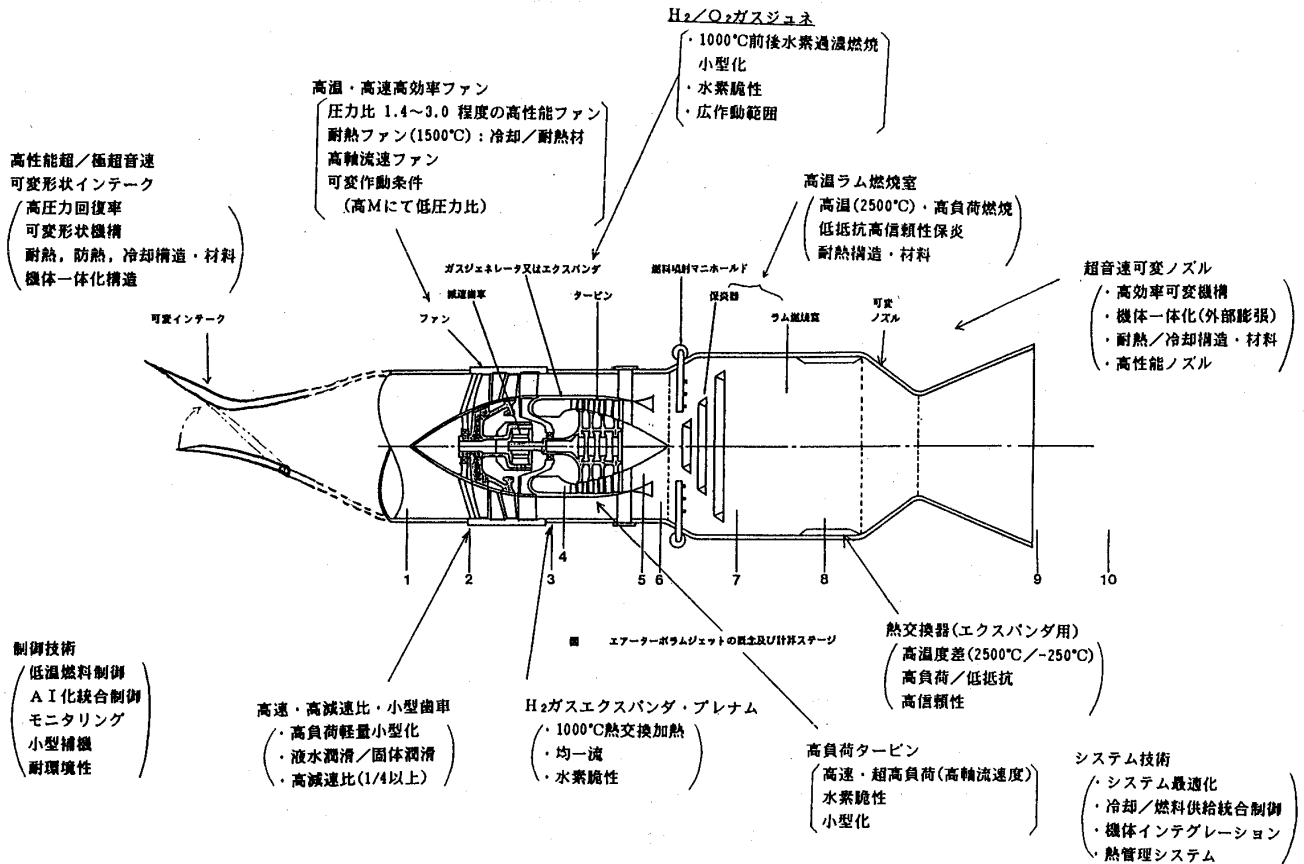


図 29 ATR に例示したターボ系極超音速エアブリージングエンジンの技術課題 (坂田)

8. むすび

スペースプレーンの研究開発については、各国ともその形態やエンジンシステムについて概念が確定している訳ではないが、いずれにしてもその可能性を求めて鋭意努力が重ねられている。研究開発にあたっては、膨大な研究開発費と人材を長期にわたって投入することが必要であり、短期的財政投資効果のみを追うのではなく、人類の文明の新たな展開のために積極的に我が国が乗り出すことへの国民的コンセンサスが求められるであろう。またその日の近いことを願う次第である。

本稿を取りまとめるに当たり、航空宇宙技術研究所原動機部主任研究官坂田公夫氏より多くの資料提供を受けたことを記して謝意にかえさせていただくこととする。

参考文献

- (1) 科学技術庁；「スペースプレーン検討会報告」(昭 62-7)
- (2) 坂田公夫；「将来の航空機」, 日本機学会誌, 89 卷 816 号, P.1264 (昭 61-11)
- (3) 辻；超音速燃焼, 日本機学会誌, 70 卷

(1967) p. p. 1205 - 1214

- (4) Aerojet 社資料 (1985)
- (5) 升谷ほか, 「単段宇宙往還機の推進系」, 第 30 回宇宙科学技術連合講演会, (1986-10)
- (6) 航技研, 石川島播磨重工 KK, 共同研究成果報告書「宇宙往還機用推進系の概念研究」(昭 62-5)
- (7) 坂田, 松本, 狼ほか 3 名, 「宇宙往還機用エアブリージング・エンジンの適合性について」, 第 28 回航空原動機に関する講演会 (昭 63-3)
- (8) Escher, W. J. D., Synerjet for Erth/Orbit Propulsion, Revisiting the 1966 NASA/Marquardt Composite (Airbreathing/Rocket) Propulsion System Study, SAE-851 163 (1985)
- (9) Billig, F. S. et. al. : Integral-Rocket Dual-Combustion Ramjets, A New Propulsion Concept, J. Spacecraft Rockets, 15 (1980), pp416-424

航空宇宙技術研究所 蓑 田 光 弘
 航空宇宙技術研究所 齋 藤 隆
 航空宇宙技術研究所 鎮 西 信 夫
 航空宇宙技術研究所 松 末 勝 利

1. まえがき

21世紀における有人宇宙活動を支える宇宙インフラストラクチャとして、宇宙往還機についての関心が高まっている。宇宙往還機を含むわが国の超／極超音速飛行に関する研究／開発は、スタート点に立とうとする段階に来ている。機体、エンジンともにその形態、研究／開発の方向等について多くの提案がなされている。ただ推進システムについて言えば、現在の宇宙活動を支えているロケットエンジンのみでなく、エアブリージングエンジンを含む複合形式のシステムを用いることが不可欠と考えられる。

エアブリージングエンジンのシステムについての解説⁽¹⁾を受けて、ここではエンジン要素について述べる。エンジンシステムについては多くの形態が考案されているが、典型的な例としてターボラムジェットエンジン (TRJ)、エアターボラムジェットエンジン (ATR) 及びスクラムジェットエンジン (SCRJ) を取上げる。これらとやや異った形態である空気液化サイクルロケットエンジン (LACE) については平社らの解説⁽²⁾がある。

上述のように、エアブリージング・エンジンについての研究／開発は、今後の発展に期待するところが大きい。したがってこの解説においても書くべき材料は必ずしも多くはない。航空宇宙技術研究所がエンジンメーカーの協力を得て行った共同研究⁽³⁾、概念検討などから明らかになった TRJ、ATR、SCRJ などに共通な、あるいはそれぞれに特有な要素に関する技術課題について概略を述べるにとどまる。

2. エアインテーク／ノズル

従来、エアインテーク／ノズルはエンジンの要素とは考えられず、機体の一部として扱われることが多かった。しかし、宇宙往還機や SST/HST 等の超／極超音速飛行のための推進システムでは、飛行速度によるラム圧をどのように効率よくエンジンに取り込み得るか、すなわちエアインテークの全圧回復率をどこまで向上させることができるかがエンジン性能を大きく支配する。またノズルは燃焼ガスを膨張させ、最終的に有効な推力を生み出す役割を受持つが、適正な膨張によって、噴出速度を超／極超音速まで効率よく加速することが要求される。これらのことからインテーク及びノズルをもエンジンの一部として取扱うことが必要となる。

エアインテークの形状を大別すると、機首あるいはエンジンポッドに組込まれる軸対称的なスパイク型と機体側面／下面に設けられる二次元型とがある。複数の複合型式エンジンの使用が想定され、機体との統合化が重要な宇宙往還機等では、二次元型となる可能性が高い (図1)。

超音速流中におかれるエアインテークは、必然的に衝撃波を伴い、どのような衝撃波パターンとなるかによって全圧回復率が大きく変化する (図2)⁽⁴⁾。この図は衝撃波損失のみを考慮したものであり、実際の流れではこのほか衝撃波一境界層干渉など粘性による損失が付加される。高マッハ数域においては特にこの粘性の影響を最小限に抑え、設計衝撃波パターンの実現を確保し、全圧回復率の向上を図る必要がある。

宇宙往還機では、エアブリージングエンジンが作動しなければならない飛行マッハ数範囲が非常に広い ($M=0\sim 12$) ことから、飛行状態に対応し

(昭和63年5月6日原稿受付)

た最適なエアインテークは、形状、寸法が著しく異なる。図3にその一例を示す。作動範囲のすべてのマッハ数に対して最適な形状、寸法となるような可変機構とすることは困難であって、ある限度内での可変形状とならざるを得ない。また超音速インテークの始動、安定作動のためにも可変/抽気機構が必要となる。図4は可変/抽気機構の例を模式的に示したものである。

この他、高い飛行マッハ数による空力加熱対策、機体空力特性との関連から機体との統合化技術等が要求される。

ノズルは、超高温・高圧の燃焼ガスを効率よく運動エネルギーに変換することが要求される。空力面からは、飛行高度/マッハ数によって大巾に変る作動条件（膨張比、排気速度など）に対して、適正な膨張ができる形状、ノズル長さが問題となる（図5）。また、燃焼器出口温度が極めて高く（3000K前後）、耐熱/冷却とともに燃焼ガスの非平衡反応（解離、再結合など）の影響を考慮しなければならない。高温であるということからは、ノズルスロートなど的高温部の耐熱性（耐熱材料、冷却構造）とともに、膨張比の変化に対し

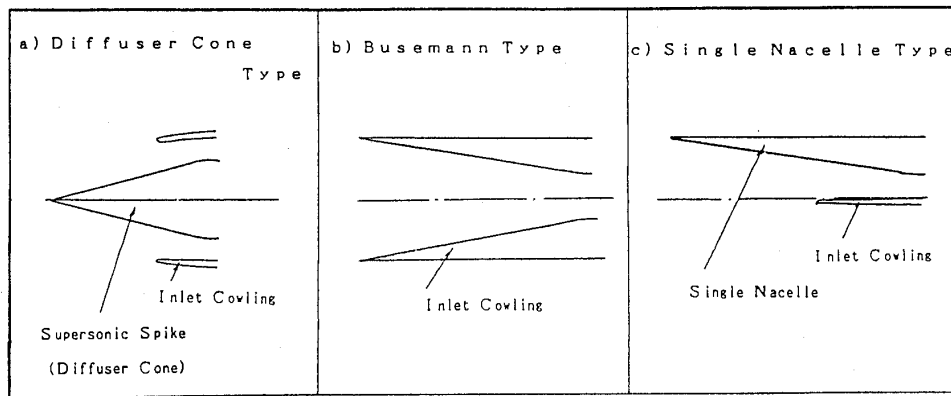


図1 エアインテーク形状の例

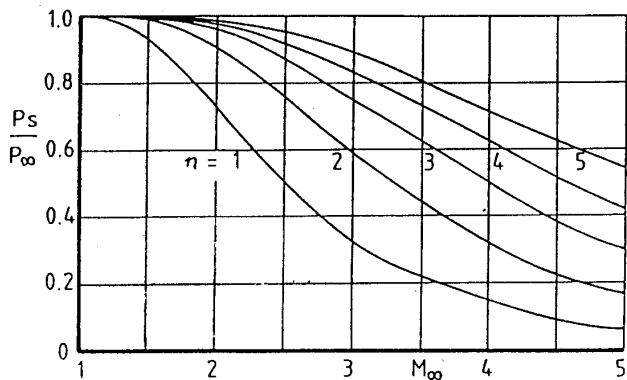


図2 衝撃波による全圧回復率
(n-1)個の斜め衝撃波と1個の垂直衝撃波を仮定した場合の全圧回復率

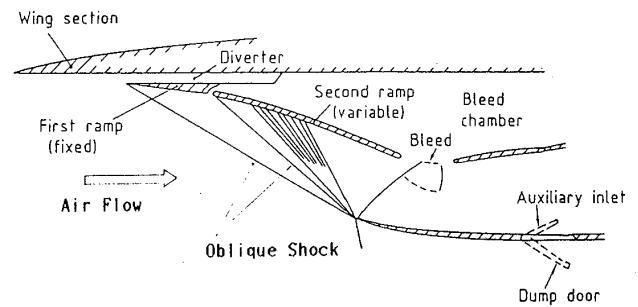


図4 エアインテークの可変形状/抽気例(4)

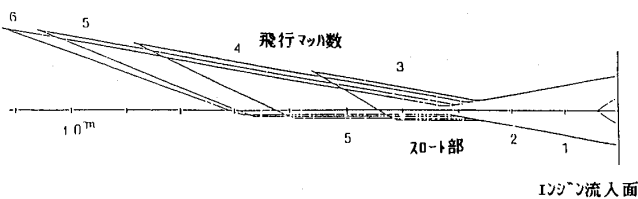


図3 エアインテーク概略形状
飛行マッハ数による形状の比較

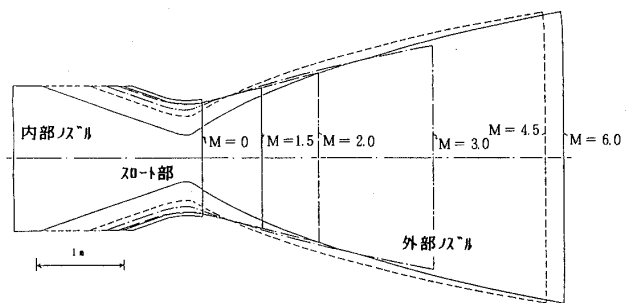


図5 円形ノズル形状
(Mは飛行マッハ数をしめす)

て耐熱性のある可変構造が必要となる。この他超／極超音速域では、ノズルのうち外部ノズルと機体下部構造とを統合した一体化構造とすることが必要となる。

3. エンジン・コア部要素

エンジン構成要素は、エンジン形態によってさまざまとなる。ここではエンジン・コア部の典型的な要素と考えられるATRのファン／タービン、TRJ、ATRのラム燃焼器、SCRJの燃焼器を取扱う。TRJのコアエンジン部に必要な圧縮機、タービン等の要素については、航空用ファンエンジン等のコア部分と共通した技術課題すなわち高負荷化、高効率化および軽量化等がある。宇宙往還機等への応用を考えると、エンジン推重比が高いことが特に要求されることから、圧縮機／タービン等の一層の高負荷化が重要となる。

a) ファン／タービン

ATRのファン部は、従来のターボファンエンジンのファン部と比較して、いくつかの特徴がある。1) ファン流入空気的全温がラム圧縮によって高温となる。飛行マッハ数 $M=4$ で約900 K、 $M=6$ で約1800 Kに達する(図6)。このことから空力的には高負荷化が、構造的には耐熱材料、冷却構造の採用が問題となる。 $M=4$ の場合に限っても、このような温度条件では、現用のファン部材に比較してかなり低い応力レベルで設計しなければならない。このため低周速で高負荷化を

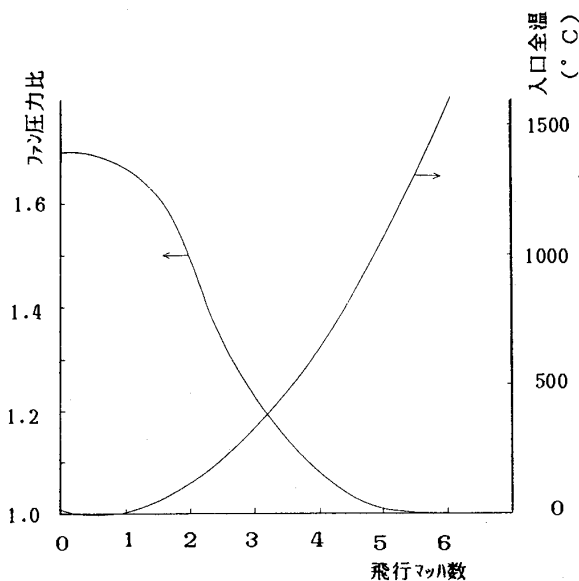


図6 ファン圧力比，入口全温

図る必要がある。空力加熱に対して、静止部については耐熱材料の使用とともに冷却構造とすることも検討する必要がある。空力面の損失増加を伴う恐れなどから動翼等の回転部を冷却することは困難と考えられる。2) ファンは非常に広い作動範囲をもつ必要がある。図6には、飛行マッハ数に対してファンの所要圧力比の変化が示されている。飛行マッハ数が高くなると、ラム圧による圧力上昇を利用できるため、ファンに要求される圧力上昇が急激に減少する。したがって、ファンはある設計点で作動するというより、ある作動線に沿って運用されることとなる。また、エアインテーク等での衝撃波の影響などによるインレットディストーション及びラム燃焼器での非定常燃焼などによる背圧変化等のアウトレットディストーションがある。

ファンについては、超音速ファンも提案されているが、その可能性は今後の課題である。表1にファン仕様の検討例とその技術課題を示した。

ATRのタービンの特徴の一つは作動ガスである。タービン作動ガスは、ガス発生器方式では水素と水蒸気との混合気であり、エキスパンダ方式では水素ガスとなると想定される。空力面では流量当りの仕事が大きく、段負荷としては現用のタービンの約2倍が要求されること、構造上の制約からボス比の大きい、翼高さの小さい小型タービンとなることから二次流れ、翼端すき間の影響が強く現われる。さらにファン駆動のための所要動力が飛行マッハ数により大巾に変化するため、タービンについても広い作動範囲が要求される(図7)。タービン外径が小さいことから、必要周速度を得るには回転数がファン回転数より高くな

表1 ATRファンの概略仕様例と技術課題

| | | ()内は飛行マッハ数 |
|---------|-------------|---|
| 項 目 | | ファン |
| 概 略 仕 様 | 圧力比 | 1.7 (0) ~ 1.0 (6) |
| | 修正流量 (kg/s) | 170 (0) ~ 52 (6) |
| | 入口全温 (°C) | 15 (0) ~ 1550 (6) |
| | 段数 | 2 |
| | チップ周速 (m/s) | 340 (0) |
| | 入口マッハ数 | 0.55 (0) |
| 技 術 課 題 | 出口マッハ数 | 0.5 (0) |
| | 外径 (mm) | 1240 |
| | 回転数 (rpm) | 5250 (0) |
| 技 術 課 題 | 空力 | 低速高負荷多段ファンの設計 高飛行マッハ数時の Windmill 特性 |
| | 熱 | 高温ファン部の設計 (1550°C) |
| | 構造 強度 材料 | 耐熱高比強度翼，ディスク材 (340m/s) 高飛行マッハ数時のファンの設置 |

るため、減速装置を用いることとなる。表2にタービン仕様の検討例と技術課題を示した。

b) アフターバーナ/ラム燃焼器

TRJ および ATR のラム燃焼器は基本的には共通した技術課題と考えられるので、ここでは主として ATR 燃焼器について述べる。

機速が地上静止から高度30km, マッハ6程度迄の飛行を行える ATR の燃焼器に関する状態量は従来技術であるターボファンエンジン等のアフターバーナと比較すると表3のようである。すなわち全作動域にわたって断面平均風速は比較的遅く、圧力範囲も燃焼技術上問題となるレベルではない。しかし低速作動時の燃焼器入口温度は比較的低く、高速作動時の燃焼器入口温度は高い。更に燃焼器出口温度は最高2900 Kとなり、現用のアフターバーナと比較して大幅に高くなっている。低い燃焼器入口温度は着火及び保炎を極めて困難にし、

それに対応した構造の着火装置や保炎装置を必要とする⁽⁵⁾。一方、高い燃焼器入口温度では保炎は容易になるが、燃焼器構成要素の耐熱性が問題となり、現用の非冷却金属製保炎器や空気冷却構造の金属製燃焼器ライナの使用は困難になる。

現在、航技研などで検討されている ATR の全体システムの一例は図8のような構造である。中心部には低速時に出力を負担するガスジェネレータ駆動のファン/タービン系コア部がある。このタービンへ流入するガスは1000℃前後の水素過剰ガスであって、ファン空気流との混合による再燃焼を積極的に行い、主燃焼器の着火や保炎に役立たせることが必要である。

主燃焼器は従来技術を応用しようとする、燃焼器中に鈍頭形状の物体を置くガッタ方式の保炎法が最も一般的である。従来のアフターバーナなどは液体燃料を使用しているためガッタの上流で

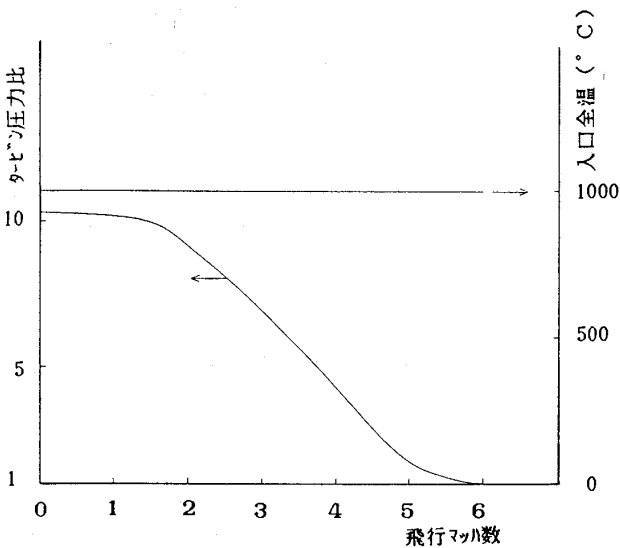


図7 タービン圧力比, 入口全温

表2 ATR タービンの概略仕様例と技術課題

| | | ()内は飛行マッハ数 |
|------|-------------|----------------------------------|
| 概略仕様 | 圧力比 | 10 (0) ~ 1.0 (6) |
| | 修正流量 (kg/s) | 0.31 (0) ~ 0.13 (6) |
| | 入口全温 (°C) | 1000 |
| | 段数 | 3 |
| | チップ周速 (m/s) | 640 (0) |
| | 入口マッハ数 | 0.2 (0) |
| | 出口マッハ数 | 0.7 (0) |
| 技術課題 | 空力 | 高軸速高負荷超音タービンの設計 小型高ボス比タービンの設計 |
| | 熱 | |
| 構造 | 強度 | 耐熱高強度材 (640m/s) |
| | 材料 | 耐水素脆性材料 |

表3 ATR 燃焼器状態量の例

| マッハ数 (高度km) | 燃焼器入口総圧 (kg/cm ²) | 燃焼器入口総温 (K) | 燃焼器入口流速 (m/s) | 燃焼器出口総温 (K) |
|---------------|-------------------------------|-------------|---------------|-------------|
| 0 (H=0) | 1.76 | 350 | 65.8 | 2507 |
| 1 (H=1.14) | 2.80 | 402 | 72.9 | 2531 |
| 2 (H=9.64) | 3.07 | 462 | 85.4 | 2532 |
| 3 (H=14.9) | 4.86 | 649 | 80.0 | 2599 |
| 4 (H=18.6) | 8.27 | 921 | 110.8 | 2672 |
| 5 (H=21.1) | 14.8 | 1287 | 78.9 | 2769 |
| 6 (H=23.4) | 19.8 | 1780 | 78.2 | 2897 |
| ターボファンアフターバーナ | 0.2~4.6 | 700~800 | 120~170 | 1970~2050 |

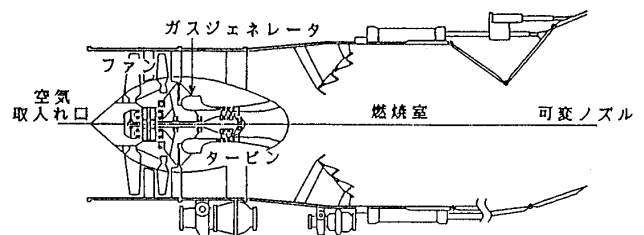


図8 エアターボラムジェットエンジンの一例

燃料を噴射し、一定の距離をおいて分散と気化をはかった後、ガッタ部で保炎を行っている。ATRの場合、往還機用エンジン全体システムの構成の上から水素燃料等の使用が想定される。水素燃料はきわめて混合気可燃範囲が広いことと、高速作動時には自己着火をおこす温度条件になるため、予混合的燃焼は困難である。特に燃焼器入口温度の高い条件では保炎器自体を燃料で冷却し、燃料の噴射と保炎を行う複合機能をもった冷却構造のガッタ保炎器を開発する必要がある。

空力的加熱や燃焼器の温度上昇に対処するため液体水素燃料を冷媒として使用し、燃焼器へは燃料をガスとして供給する熱管理システムが考えられており、燃料噴射のモーメントがきわめて小さいため、着火装置に燃料が到達しにくいこと、および燃焼器の体積利用率を大きくとれないことが問題となる。したがって現在想定されている直径1500mmの燃焼室内で高負荷安定な燃焼を行わせるには燃料供給管の配置、噴出位置、保炎器配置などを十分検討しなければならない。

直径の大きな断面に一樣に燃料を分散させることの困難さから、燃料は高温流入空気に対処した限られた場所から噴射し、全体の旋回などにより混合をはかる方法が考えられる。アフターバーナなどでその試み⁽⁶⁾はあるものの実用例はない。ATR燃焼器では、断面平均風速が低いことから旋回による圧力損失の過大は回避されるため、ひとつの可能性として考えられる。

従来の経験では当量比1付近でのガス燃焼は音響振動燃焼をおこすことが多い。現用のアフターバーナなどでは燃焼器壁に多孔板状の空気冷却構造のライナを内張りし、燃焼器壁の遮熱と高周波数振動燃焼の抑制をはかっている。前述のように流入空気全温が高くなり、このようなライナの使用が困難なため振動燃焼の抑制の新しい手段の開発が大きな技術課題となろう。

ガスジェネレータは液体酸素とガス水素の燃焼により水素過剰燃焼ガスを発生するもので、その必要技術はLE-5ロケットエンジンなどの関連技術によってカバー出来るものと考えられている⁽³⁾。

これらの主な技術課題をまとめると；

①耐熱性をもち、空気温度が低い場合にも良好な

性能を有する着火装置の開発

②安定かつ高負荷な燃焼を可能とする保炎法と燃料供給法の開発

③燃焼室構成要素の冷却技術の開発

とに要約される。それらの特性はコア部との流れの関連が密接であると考えられるため、実機開発上はそれらの構造、機能に応じた燃焼器研究をすすめていく必要があるものと考えられる。

c) スクラムジェット燃焼器

i) 概要

飛行マッハ数が5以上の極超音速では、インテークでの全圧損失増大、燃焼器内での温度上昇による燃焼生成物解離などによる性能低下、温度、圧力上昇によるエンジン構造材の冷却、強度に対する負担増大などを避けるためスクラムジェット(超音速燃焼ラムジェット:SCRJ)が用いられる。一例としてNASA・ラングレー研究所の機体組込みSCRJを図9に示す。

SCRJの研究は1950年代から進められ、シャトル搭載を目指してエンジンの試作・試験が行われた⁽⁷⁾⁻⁽⁹⁾。1983年には、米国でNASP(National Aero-Space Plane)計画が開始され、SCRJの研究・開発が活発化している。

ii) 燃焼器に関する技術課題

SCRJの実現には各要素およびシステムに関する技術課題を粘り強く解決していく必要がある。ここでは表4に示す燃焼器の技術課題のいくつかについて、筆者らが行った実験結果を含めて簡単に述べる。

混合および燃焼効率 超音速流れの混合は亜音速流れに比べて著しく遅い⁽¹⁰⁾ため、混合の促進とともにその予測が重要である。NASAはストラットからの垂直および平行噴射に対して、混合効率の経験式を示している⁽⁸⁾。筆者らの壁面からの燃料噴射で得られた燃焼効率分布は、噴射方向によらず上記の垂直噴射の式とほぼ一致したが、ストラットからの平行噴射の式とは一致しなかった。

着火および保炎 高マッハ飛行時(マッハ数6~7以上)には燃料は自発着火する。Huberら⁽¹¹⁾は実験結果を整理し、自発着火は燃料噴射孔上流の剝離域で起るとするモデルを提案した。筆者らの実験によると、自発着火温度は彼らの予測値よ

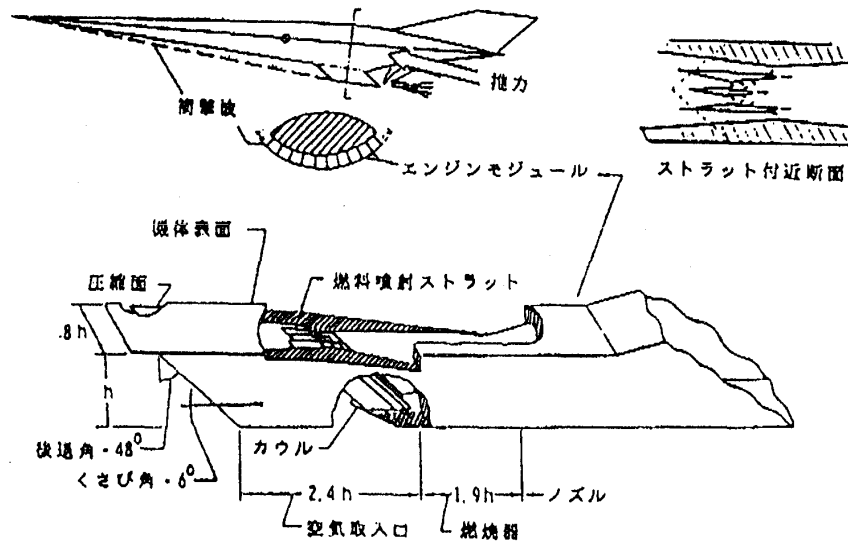


図9 NASA・ラングレー研究所の機体組み込みSCRJ

表4 スクラムジェット燃焼器に関する技術課題

| | |
|---------------------|---|
| 主として性能に関する技術課題 | <ul style="list-style-type: none"> ◎混合・燃焼性能 ◎点火・保炎 ◎デュアルモード燃焼 ◎インテーク干渉回避 |
| 主として設計に関する技術課題 | <ul style="list-style-type: none"> ◎燃料の選択 ◎材料・冷却・構造 ◎固定/可変形状の選択 ◎人工知能による制御と診断 ◎高信頼度の実現 |
| 主として研究・開発支援に関する技術課題 | <ul style="list-style-type: none"> ◎計算空気力学 ◎試験技術と試験設備 |

りかなり低く、剝離域ではなく噴射孔下流の衝撃波系により着火し、上記モデルを単純には適用できないことがわかった^{(10),(12)}。

低マッハ飛行時には自発着火は期待できないため、パイロット火炎、高反応性物質噴射、プラズマトーチなどの強制着火法が調べられている⁽⁸⁾。

火炎の保持は、低マッハ飛行時には比較的容易であるが、燃焼による発熱が空気流のエネルギーに対し相対的に小さい高マッハ飛行時には、保炎位置が衝撃波系に依存して下流へ移動する⁽¹¹⁾⁻⁽¹³⁾。従って、燃焼器形状、すなわち発生する衝撃波系によっては保炎が困難になるおそれがある。

燃焼モード 低マッハ飛行時には燃料流量の増加により燃焼モードが超音速から亜音速へと移行する。しかし低マッハ飛行時には亜音速燃焼が高性能を示すため、この現象を利用するデュアルモード作動が一般的である。筆者らの実験では、亜音速へ移行する際の空気流のエネルギーと発熱量の比はほぼ一定であった。亜音速への移行は、場合によっては燃焼器とインテークとの干渉を引起こし性能を低下させる。発熱分布の制御を通じて干渉の発生を避けることも必要である。

燃料の選択 液体水素が比推力性能、着火および燃焼性、冷却能力などの点で極めて優れており、スペースプレーン用としては最適である。一方、液体水素は低密度のためのタンク大型化、極低温ゆえの取扱の困難さなどの機体設計、燃料マネジメントと深く関連する技術が検討課題である。

計算空気力学 地上試験が困難な条件における燃焼器の作動状況を予測するためには化学反応を含む3次元ナビエ・ストークス方程式の数値シミュレーションが重要である。

試験設備および試験技術 燃焼器の試験には極超音速飛行状態を模擬した高温高圧の空気を供給し、燃焼器入口状態に相当する所定の超音速まで加速する設備を必要とする。また、前述のようにSCRJでは要素間の干渉が強く現れるため、燃焼器単独ではなく各要素を組合せて、極超音速、高空環境を模擬した空気流中で試験を行なう設備も

できるだけ早い時期に必要となる。

試験に当っては、従来の計測法に加えて、レーザ等を用いた非接触計測を取入れる必要がある。

4. 構造・材料

宇宙往還機用エアブリージングエンジン (ABE) は構造面及び材料面で従来のエンジンと異なり種々の研究課題がある。ABEを開発するに当たり、各要素に必要なと思われる技術課題を表5に示す。研究課題の多くは高温で使用される材料開発に関する課題である。ABEの高温部に用いる材料は従来のターボファンエンジンに使用されてきた材料と比較して格段に苛酷な条件で使用される。即ち、インテークあるいはファン入口温度

が1500℃以上となるような場合があり、燃焼器及びノズルでは更に高い温度で使用することが要求される。しかし、現用の実用材料の強度レベルは従来の耐熱合金で確認されるように約1000℃が限度と思われる。従って、この要求に応えるためには、従来の材料を遥かに越えた高温強度材料の出現が必須条件となる。この条件を満たす可能性のある材料として、改良された超合金及び金属間化合物、繊維強化合金 (FRM)、セラミックス、カーボン/カーボン複合材 (C/C材) および傾斜機能材料等が考えられている。各材料の簡単な現況を表6に示す。

各素材とも現在開発段階であり、実用化にはま

表5 ABEにおける構造・材料技術課題

| 対象要素 | 技術課題 |
|----------|--------------------------------|
| エアインテーク | 可変形状機構 耐熱壁面構造及び冷却技術 |
| ファン | 超耐熱, 高比強度ファン翼材, ディスク材の開発 |
| タービン | 高比強度タービン材の開発 耐水素脆性材料 |
| ガスジェネレータ | 燃焼室の長寿命化技術 |
| ラム燃焼器 | 燃焼室壁面構造及び冷却技術 |
| ノズル | 可変形状機構 軽量耐熱材料及び冷却技術 |
| ターボポンプ | 高温タービン材, 軽量ケーシング材及び耐水素脆性材の開発 |
| 熱交換器 | 熱交換器用高温素材の開発, 小型・軽量構造技術 |
| その他 | 非接触軸受, 高速歯車, 非接触シール, 固体潤滑剤等の開発 |

表6 ABE用として期待される耐熱材料

| 材料 | 概要 |
|--------|---|
| 耐熱合金 | 現状の限界温度は1000~1050℃である。従来の Rene, Inconel等ニッケル基合金やハステロイX等コバルト基合金, ODS合金等が候補材料。 |
| 高融点金属 | Nb, Ta, W, Mo 合金等があり, 1600℃程度まで使用可能。ただし, 高温での酸化, 難加工性が問題。Nb合金は超合金として有望。 |
| 金属間化合物 | 候補材として, Ni ₃ Al, NiAl, TiAl, FeAl等が挙げられるが, まだ開発段階であり, 現状では800℃以上での使用は困難。 |
| FRM | 繊維強化金属間化合物が期待されるが, 高温での繊維とマトリックスの反応, 密着性, 難加工性等が問題。 |
| セラミックス | 軽量で耐熱性, 耐酸化性等に優れているが, 靱性が低いため, 適用は単純形状部品に限定。繊維強化セラミックスは有望。 |
| C/C材 | 軽量で1500℃以上の高温でも殆ど強度は低下しないが, 高温で酸化され易いため, 表面の耐酸化コーティングが必要。現在最有望材料。 |
| 傾斜機能材料 | セラミックスの熱的機能と金属の強度機能を巧く組合せ, 使用環境に適應するように設計される材料であるが, 研究に着手。 |

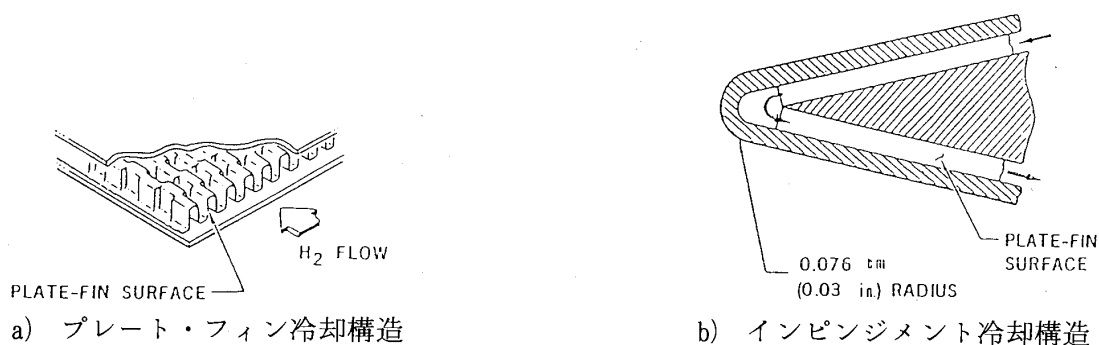


図10 冷却方式

だまだ年数を要するので、当面は現用の最高レベルの材料を用い、冷却方式を採用しながら利用せざるを得ない。冷媒には液体水素等極低温燃料の使用が想定される。対象となるのはエアインテーク、ファン、タービン、ラム燃焼器、ノズル等であり、壁面の冷却が必要となる。冷却方式には再生冷却（Pin-Fin型、Plate-Fin型、Machined Channel型、ハニカムなど）、滲み出し冷却、フィルム冷却等がある。冷却方式の例を図10に示す。

構造面では空力性能面及び強度面から種々の制約があり、新しい設計も必要となるが、インテークやノズル部に採用する可変機構の構造については、冷却しながら、かつ可変機構を設ける必要がある。強度と空力の両面から最適材料・構造を決定する必要がある。このように高温下での使用と云うことで強度面で材料にかなり負担が掛かることになるが、従来の航空用エンジンのように数万時間も使用されると異なり、寿命としては数時間を想定している。材料への要求条件は若干緩和されることにはなる。

5. あとがき

以上、TRJ、ATR及びSCRJの主要要素についての技術課題を概説した。ここでふれなかった技術分野には、熱交換器を含む冷却システム、燃料供給/制御システム及び補機/潤滑等がある。筆者らの不勉強もあり、今回は割愛させていただいた。

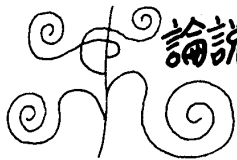
宇宙往還機等への適用を目指したわが国におけるエアブリーディング・エンジンについての研究は一步を踏出した時点であり、課題の大きさに比して、得られている成果は未だ十分ではない。すべてはこれからである。しかし、この種のエンジン

は外国においても実用化への努力が続けられている未踏技術分野に属する。その意味でわが国では類のない、大きな技術的挑戦と言えよう。多くの方々に関心を持っていただく上で本稿がその一助ともなれば幸いである。

この解説を書くに際し、石川島播磨重工業㈱との共同研究の成果を多く利用させていただいた。また、航空宇宙技術研究所の多くの方々の御協力を得た。ここに記して感謝の意を表します。

6. 文 献

- (1) 能瀬, ガスタービン学会誌, 15-61, (昭63-6)
- (2) 平社・鈴木他, 航宇学会誌, 36-410 (昭63-3), 111
- (3) 航技研・石川島播磨重工, 共同研究報告書, (昭62-5)
- (4) Seddon, Goldsmith, "Intake Aerodynamics", AIAA Education Series, 1985
- (5) 佐藤・柏木; 「最近のジェットエンジン, アフターバーナ技術」, 航空技術, 1985年3,4,5, 6月号, 日本航空技術協会
- (6) W. J. Eganほか1名; AIAA Paper 78-1040
- (7) Waltrup, et al., 3rd ISABE (1976).
- (8) Northam and Anderson, AIAA 86-0159.
- (9) 鎮西ほか, 航宇学会誌, 35-400 (昭62), 241.
- (10) 小室ほか, 航技研報告 NAL TR-918 (1986).
- (11) Huber, et al., NASA TP-1457 (1979).
- (12) 升谷ほか, 第25回燃焼シンポジウム (1987).
- (13) Northam, et al., 17th JANNAF Combust. Meeting (1980).



トヨタ自動車㈱ 森 下 光

1. 概要⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾

ガスタービンエンジンは、多種燃料が使える、セラミック化により性能が大巾に向上できるため、将来の自動車用動力源として有望視されている。米国・欧州・国内の主要自動車メーカーを中心にガスタービン車の研究開発が行なわれてきている。セラミック化開発は、米国・欧州では国家プロジェクトとして推進されてきており、我国においてもムーンライト計画で開始される運びにある。

これまでの概略経過としては、航空機用エンジンとして成功したガスタービンを車両用として試作したデモンストレーション時代（1950年代）の後、米国では実用化を目指して積極的な開発が行われている（1960年代～1970年代）⁽¹⁾⁽²⁾⁽⁶⁾⁽⁷⁾。GM社とFord社は、トラック・バスなどの大型車両用を、Chrysler社は乗用車用の開発を進め、この間GM社による累積370万kmに及ぶユーザーテスト、Ford社による生産検討、Chrysler社によるモニターテストが行なわれた。GM社は乗用車用ガスタービンの開発を並行して進めている。

欧州においては、ほぼ同時期に Lover/Leyland（英国）⁽⁸⁾⁽⁹⁾、United Turbine（スウェーデン）⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾、続いて Volks Wagen⁽¹²⁾、MTU（Motor- und Turbinen-Union）、Daimler-Benz⁽¹³⁾（西独）が、ガスタービン車の開発を推進してきている。

国内においても日産自動車⁽¹⁴⁾、三菱自動車⁽¹⁵⁾、小松製作所⁽¹⁶⁾、トヨタ自動車⁽¹⁷⁾等ガスタービンの特性を活かしたガスタービン車の開発が進められてきている（1960年代末～）。

自動車用ガスタービンエンジンは、ガスタービンとしては小形であり、熱交換器を有する再生サイクルであるという特徴を持っている。各国にお

ける開発の積み重ねにより、自動車用動力源としての特性に適合していること、多種燃料性・低振動・低公害等優れた特性を持つこと、及び実用化の可能性の高いことが実証されてきている。

課題は熱効率の向上であるが、タービンを中心とする高温部位のセラミック化によるタービン入口温度（サイクル最高温度）の高温化によって、低熱損失将来ディーゼルエンジンに競合できる熱効率が得られる（図1、図2）⁽⁵⁾⁽⁴⁹⁾⁽¹⁸⁾。

セラミックガスタービンでは、サイクルの最高温度を耐熱合金材料での限度1000～1050℃から、1370℃程度まで飛躍的に上昇できるので、低コスト・無冷却翼の小形ガスタービンで高効率エンジンが実現できる（表1）⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾。

自動車用ガスタービンの開発は、各国共セラミック化が中心課題となっている（1970年代末・1980年代前半～）。エンジンメーカー、セラミックメーカー、研究機関の連携及び国家プロジェクトとして、セラミックガスタービンの実現を目指した開発が推進されている⁽²¹⁾⁽²²⁾⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾⁽²³⁾⁽²⁴⁾⁽²⁵⁾。

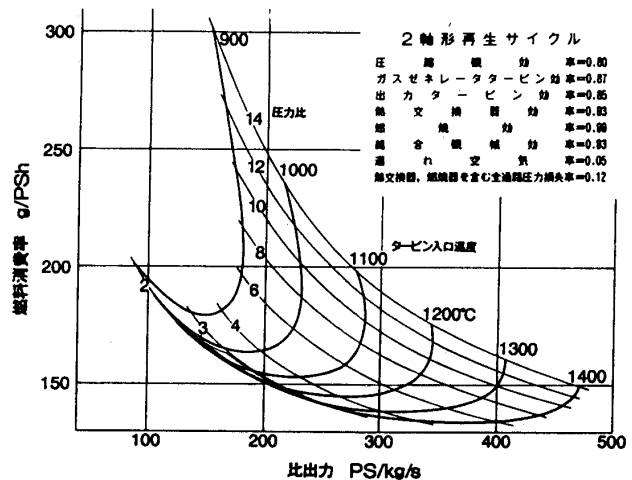


図1 サイクル最高温度と燃料消費率の関係

（昭和63年5月2日原稿受付）

2. トラック・バス・重車両用ガスタービン
 2-1. 米国における開発状況 GM, Ford, AVCO/Lycoming, Garrett/ITI 各社が開発してきている。図3はAVCO/Lycoming社が重車両用に開発したAGT 1500を示す。航空機用エンジンの面影の強いガスゼネレーター部に、パワータービンと伝熱式熱交換器を付加した構成で、圧力比15, タービン入口最高温度1204℃, 出力1500PS, 重量1137kgである。米国陸軍の戦車Abrams M1に採用されている(1978年~)⁽²⁶⁾。重車両用ガスタービンとしては、図4に示すGarrett/ITI

(Garrett, Mack Truck, Krockner Humboldt Deutzのコンソーシアム)が開発した大形トレーラトラック・戦車用のGT601(650PS)がある⁽²⁷⁾⁽²⁸⁾。やはり伝熱式熱交換器を有し、2段遠心圧縮機で圧力比を7と高くしている。伝熱式熱交換器は、回転蓄熱式に比べて効率が低く、容積も大きくなり、サイクルとしては高い圧力比が必要となる。熱交換器入口ガス温度の限界が回転蓄熱式の方が高い長所もあり、自動車用に開発されているガスタービンは前期の例を除き、回転蓄熱式熱交換器を採用している。

Ford社がトラック用に開発したGT707(470PS)⁽²⁹⁾を図5に、GM社のDDA(Detroit Diesel Allison)がバス・トラック用に開発したGT404(360PS)/GT505(470PS)⁽³⁰⁾⁽³¹⁾⁽³²⁾を図6に示す。回転蓄熱式熱交換器、1段の遠心圧縮機、コンプレッサタービン・パワータービン共に各1段の軸流タービンで構成されている。Chrysler社のUpgradeエンジン(乗用車用、図13)も同様の構

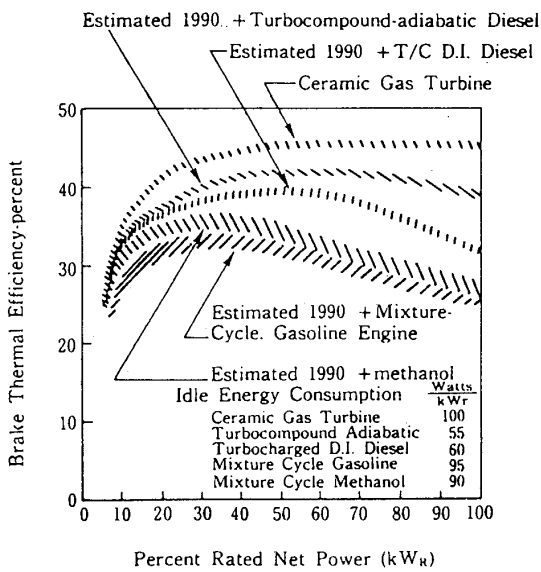


図2 1990年代エンジンの性能予測

表1 セラミックガスタービンの仕様・目標性能 (AGT100, AGT101)

| 開発メーカー | | DDA / Pontiac Div. | Garrett / Ford |
|---------|---------------------|---------------------------------|----------------|
| エンジン | 名称 | AGT 100 | AGT 101 |
| | 軸数 / 出力 (KW) 15℃ | 2軸 / 736 | 1軸 / 736 |
| | 回転数 (rpm) | 86240 (CT) / 68000 (PT) | 100000 |
| | タービン入口温度 (℃) | 1288 | 1371 |
| コンプレッサー | 圧力比 | 4.5 | 5.0 |
| | 断熱効率 | 0.828 | 0.805 |
| | 可変要素 | 入口案内翼 | 入口案内翼 |
| | 形式 | ラジアル / ラジアル (CT) / ラジアル (PT) | ラジアル |
| | 材料 | セラミック / セラミック (CT) / セラミック (PT) | セラミックス |
| 燃焼室 | 断熱効率 | 0.847 (CT) / 0.867 (PT) | 0.865 |
| | 可変要素 | なし (バワ+ランス) | なし |
| | 形式 | 蓄熱形 | 蓄熱形 |
| 熱交換器 | 温度効率 | 0.945 | 0.929 |
| | 入口温度 (℃) | 1065 | 1093 |
| その他 | モデル (1985年) | Phoenix | Fairmont |
| | 慣性重量 (kg) | 1362 | 1362 |
| | 駆動軸 | 前輪 | 後輪 |
| | 変速機 | 4速自動 (D-77777) | 4速自動 (D-87777) |
| | 走行速度 (PA) (マイル/ワット) | 18.1 | 18.2 |

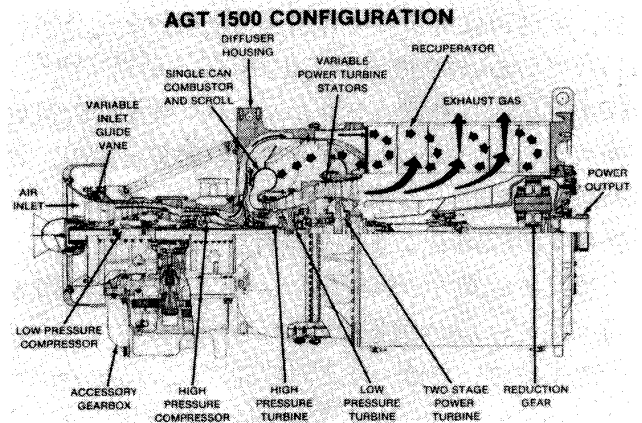


図3 AGT1500 (AVCO/Lycoming, 戦車用)

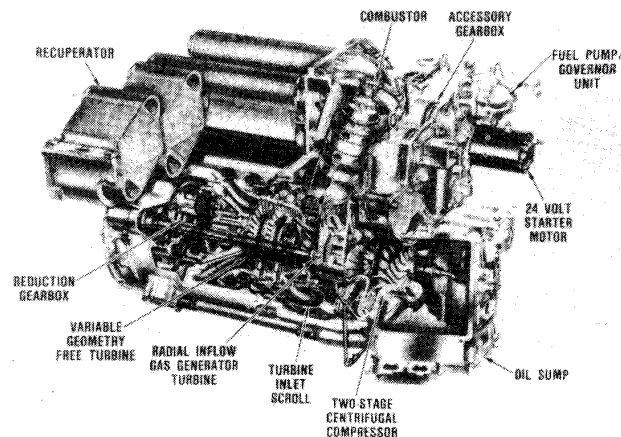


図4 GT601 (Garrett/ITI, トラック・戦車用)

成であり、2軸再生式ガスタービンの典型的な構成である。Ford社は、GT 707を約200台生産した(1971~1973年)。GM社はGT 404/505のUsers' Evaluation Programにより、累積370万km(1972~1976年)のユーザーによる走行試験を実施した⁽³³⁾。アイドルング、軽負荷域の燃費向上を計るため、高温部品をセラミック化していくCA TEプロジェクト(Ceramic Applications in Turbine Engines, 1976~1982年)をDOE/NA SAと始めた。GT 404をテストエンジンとし、メタル製コンポーネントを順次セラミックに置き換え、タービン入口温度を1900°F(1038℃)、2070°F(1132℃)、2265°F(1241℃)と段階を追って上昇させていくことを狙った。図6の四角で囲った部品名は、セラミック化開発を行ったものを示

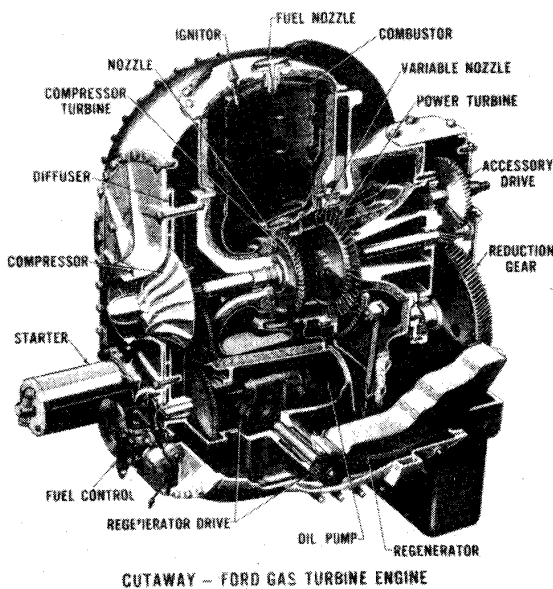


図5 GT 707 (Ford, トラック用)

GT 404/505-4 ENGINE

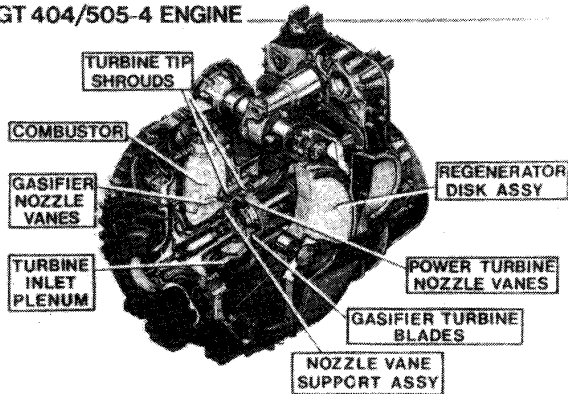


図6 GT 404/505 (GM, トラック・バス用)

す。タービン入口温度2070°F迄のエンジンFull運転を行い、セラミックをガスタービンに適用する際の知見、課題を実際に確認できた⁽²²⁾。

2-2. 国内における開発状況 日産自動車、三菱自動車、小松製作所、トヨタ自動車各社が2軸再生式ガスタービンを開発してきている。

図7は、日産がバス用エンジンとして開発したYTP 12 (220PS)の外観である。実験用大型バス(図8)に搭載・車両登録され(昭和51・4)、路上走行を含む種々の走行試験が行なわれた⁽¹⁴⁾⁽³⁴⁾⁽³⁵⁾。振動・騒音・排気等ディーゼルエンジンより優れた特性が確認できたが、走行燃費の向上が課題と報告されている。同社ではセラミック化の開発を中心にガスタービン開発が進められている(図26)。

バス用ガスタービンはこの他、トヨタが開発したGT 21 (150PS, 図9)がある。同エンジン搭載のバスを図10に示す。種々の走行試験が行なわれている⁽⁴⁾⁽³⁶⁾。

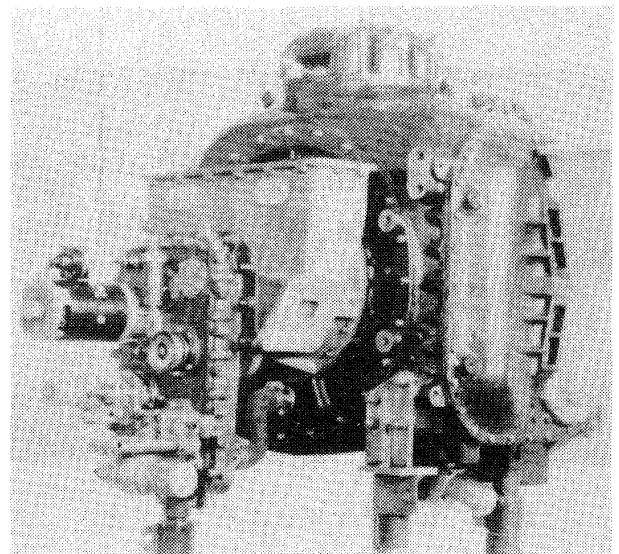


図7 YTP 12 (日産, バス用)

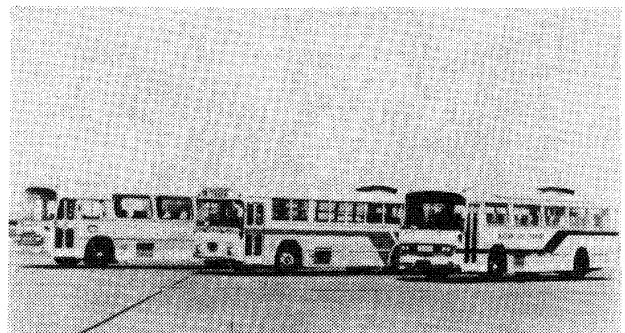


図8 ガスタービンバス (日産)

トラック用ガスタービンは、三菱と小松が開発してきた。小松は伝熱式熱交換器付ガスタービン ZW 6410 (450PS) を開発し、オフハイウェイ用 32トン積ダンプトラックに搭載して、フィールド

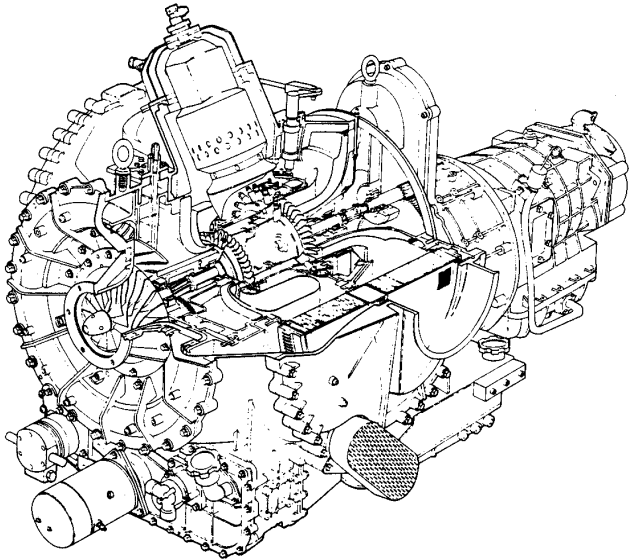


図9 GT21 (トヨタ, バス用)

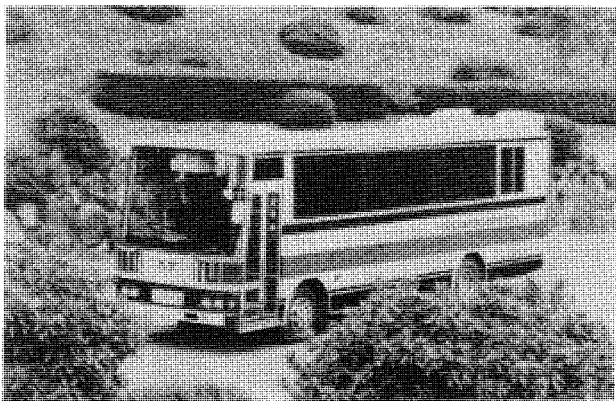


図10 ガスタービンバス (トヨタ)

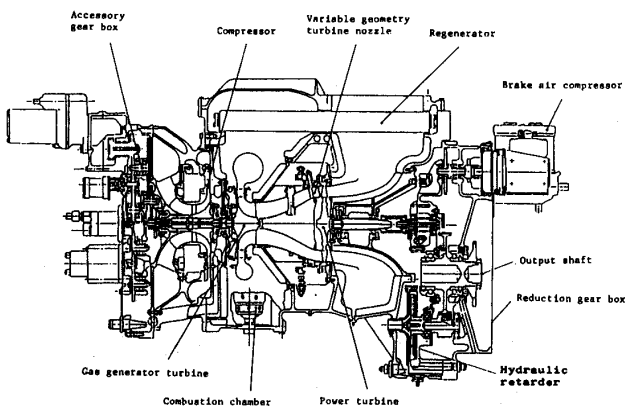


図11 E501X (三菱自工, トラック用)

テストを実施した⁽¹⁶⁾。

図11は三菱がトラック用に開発したE501Xエンジン(400PS)の断面図を示す。他の大型ガスタービンと異なり、ラジアルタービンをコンプレッサータービンに採用している。大型トレーラートラックに搭載し(図12)、トラック用エンジンとしてのガスタービンの実用性評価が行なわれた。ガスタービンがトラック用として、変速操作性、振動・騒音等乗心地、加速・制動性能に優れた特性を持っており、今後高温部品のセラミック化が進めば、燃料消費率が低減され、コストでも有利となり、ディーゼルより全ての特性が優れたガスタービントラックが実現できると報告している⁽¹⁵⁾⁽³⁷⁾。

現在セラミック部品の開発を中心に進められている。(図36)

3. 乗用車用ガスタービン

3-1. 米国における開発状況 米国では、1950年代初期から、GM社、Chrysler社を中心に精力的な開発が行なわれてきた。

図13はChrysler社が開発したUpgradeガスタービンエンジン(123PS)を示す。4th・5th・

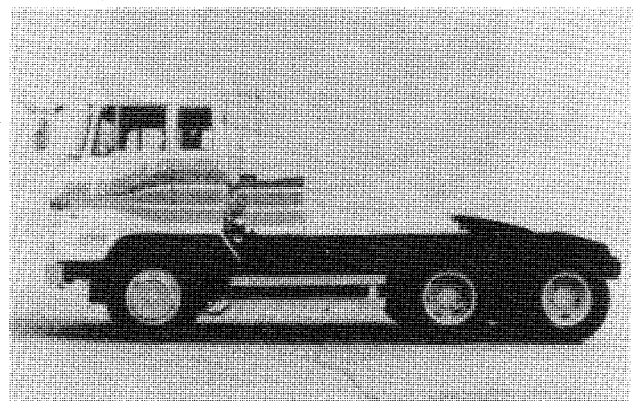


図12 ガスタービントラック (三菱自工)

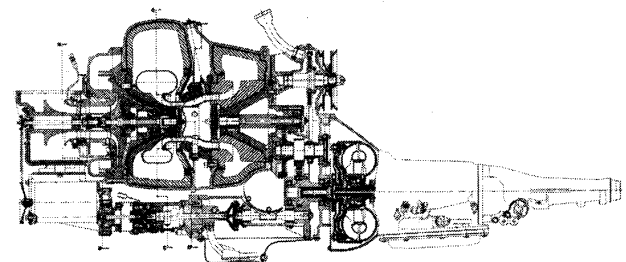


図13 Upgraded Gas Turbine (Chrysler, 乗用車用)

6th generationエンジンと開発を重ねたエンジンをベースに小形化設計され、走行燃費・排気・応答性等乗用車用ガスタービンとして精力的な開発を行なった⁽³⁸⁾⁽³⁹⁾⁽⁴⁰⁾⁽⁴¹⁾。

GM社は、GT225, AGT1, AGT5等Chrysler社と並び意欲的な開発を進めてきた⁽⁷⁾⁽⁴²⁾。図14に示すAGT5エンジンでは、微粉炭燃料を適用し、Eldradoに搭載した走行試験でガスタービンの多種燃料性を実証している⁽⁴³⁾。ATG5エンジンをセラミック化し、高速連続走行での高性能を最大限に活かした都市間高速車のコンセプト車Chevy Express(図15)の研究開発⁽⁴⁴⁾を進める一方、ガスタービンのセラミック化の国家プロジェクトに深く関係している。AGTプロジェクト(Advanced GasTurbine Project, 1980~1987

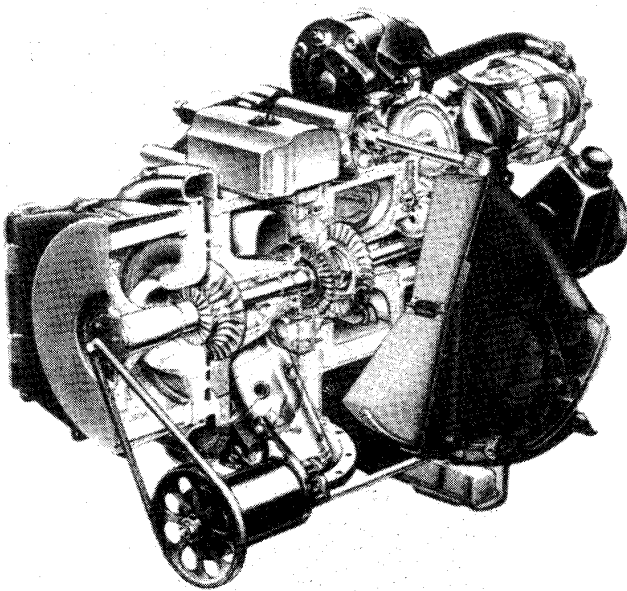


図14 AGT5 (GM, 乗用車用)

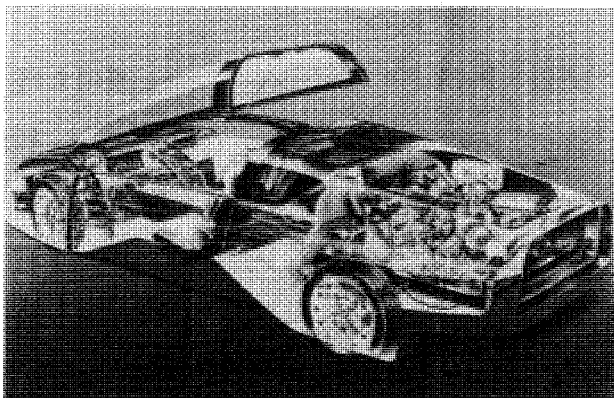


図15 ガスタービン乗用車 (GM)

年)及びATTAPプロジェクト(Advanced Turbine Technology Applications Project, 1987~1992年)では、Garrett/Fordと共にMain Contractorとなっている。AGTプロジェクトにおいては、GM社はAGT100(図16, 図17), Garrett/Ford社はAGT101(図18, 図19)のいずれ

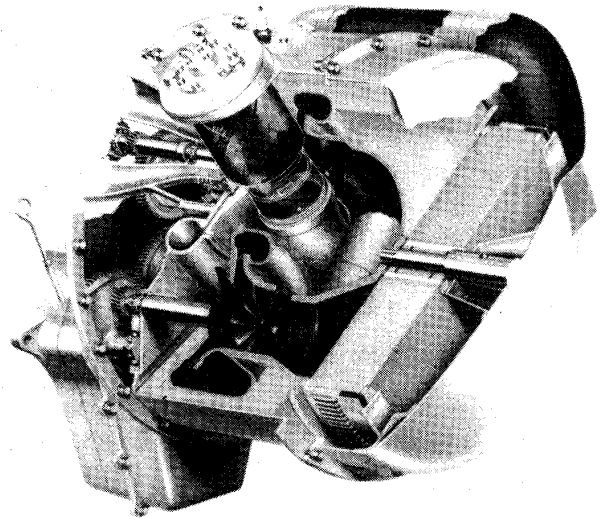


図16 ATG100 (GM, 乗用車用セラミックGT)

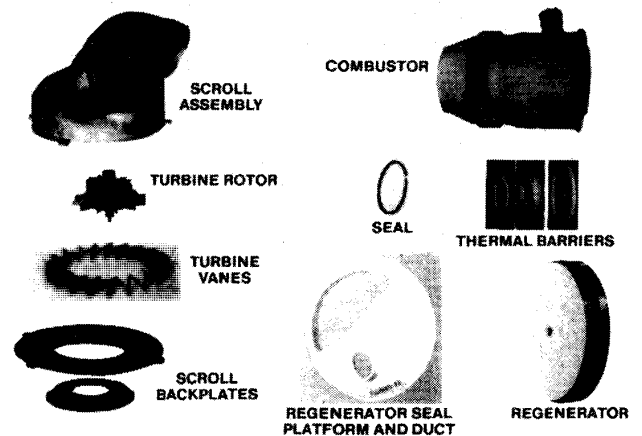


図17 AGT100のセラミック部品 (GM)

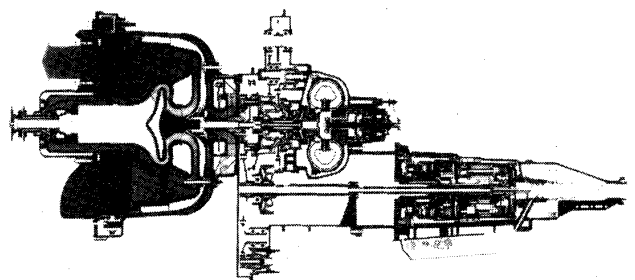


図18 AGT101 & パワートレイン (Garrett/Ford, 乗用車用セラミックGT)

も 100PS 級の始めからセラミックガスタービン
を狙ったエンジンを開発してきた（仕様、性能は
表 1）。本プロジェクトには、Carborundum 社、
Corning 社、GTE Laboratories、AiResearch
Casting Company の Subcontractor の他多くのセ
ラミックメーカーが協力している。

構造用セラミックを高温部に使用した本プロ
ジェクトのセラミックガスタービン開発で、セラ
ミック部品の高温評価（2500°F，1371℃）及び
オールセラミックエンジンの高温運転（2200°F，
1204℃）までの開発の積み重ねにより、材料・成
形・設計・評価技術の極めて大きな進展が得られ
た。セラミックガスタービンコンセプトを実証
し、燃費・排気・多種燃料性に優れた自動車用小
形ガスタービン実現の可能性を示した⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾。

3-2. 欧州における開発状況 Volks Wag-
en, Daimler-Benz（以上西独）、United Turbine
（スウェーデン）、Noel Penny Turbines（英
国）の各社が開発してきている。

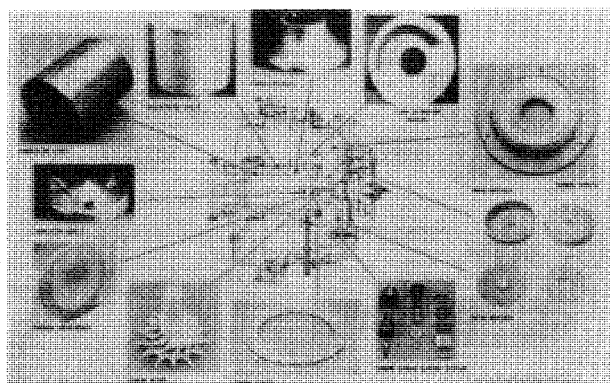


図 19 AGT101 のセラミック部品
（Garrett/Ford）

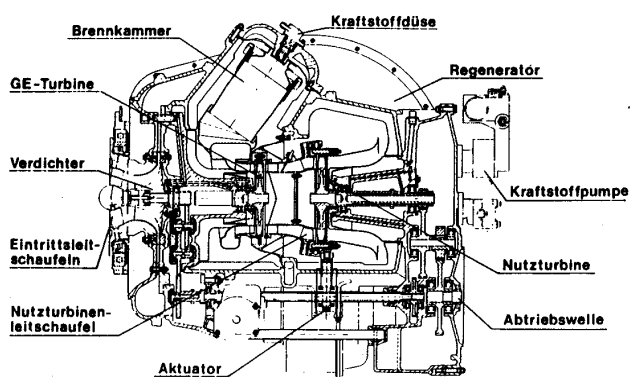


図 20 GT150（VW，乗用車用）

図 20 は VW 社が開発した GT150 エンジン（150
PS）を示す。実験車 RO-80 に搭載し、種々の走
行試験を行い、メタルタービンでガソリンエンジ
ン車に匹敵する走行燃費が報告されている⁽¹²⁾。
セラミック化により、タービン入口温度を 1350
℃ に上昇できれば、20~30% の燃費向上が得ら
れるので、軸流タービンを始めとしたセラミック
部品の開発を進めている⁽²⁴⁾。

図 21 は Daimler-Benz 社が開発している
PWT110 エンジン（150PS）を示す。大型乗用車
では、火花点火 V8 エンジンは燃費に、ディー
ゼルエンジンは騒音・煙に問題があり、ガスター
ビンが優位になるとして（表 2）、同社の高級乗用
車にガスタービンを搭載する目的で進めている。
本エンジンはコンプレッサタービン、パワー
タービン共にセラミックである（図 34）。ホット
プレス窒化珪素から翼を削り出して製作し、ター
ビン入口温度 1250℃（回転数 60,000rpm）まで運
転している。研究実験車 Auto 2000（図 22）に搭
載して、アウトバーンを含む走行試験が行なわれ
ている⁽¹³⁾⁽⁴⁵⁾。科学技術省（BMFT）が中心で推
進している自動車用ガスタービンのセラミック部
品開発プロジェクトに他のエンジンメーカー（V

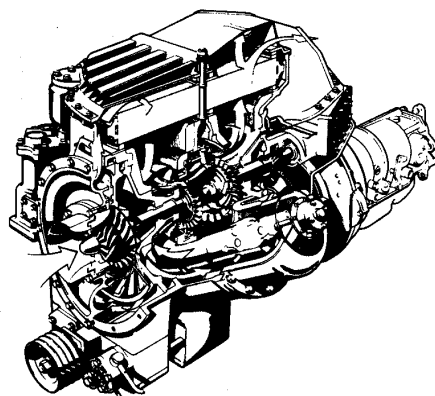


図 21 PWT110（Daimler-Benz，乗用車用）

表 2 PWT110 の目標性能（Daimler-Benz）

| 機 種 名 | | PWT 110 |
|------------------|-------------|----------------|
| エ ン ジ ン | 形式 | 2軸再生式 |
| | 出力 | 110 kW(147 PS) |
| | タービン入口温度 | (1350℃) |
| | タービン | 軸流 可変/固定付き |
| 走 行 燃 費 | 熱交換器 | 蓄熱形 (17) |
| | 車 両 | 重量 1600 kg |
| | 都市内走行 | 7.0 km/l |
| | 90 km/h 走行 | 18.2 km/l |
| | 120 km/h 走行 | 14.9 km/l |

W, MTU) と共に参画し、セラミック部品開発を並行して進めている⁽²⁴⁾⁽⁴⁶⁾。

図23は政府(スウェーデン)とVolvo社の資金援助を受けて、United Turbine社が開発しているKTT (Kronogard Turbine Transmission) エンジンKTT-MK1 (136PS, 3軸式)を示す。3軸がプラネタリーギヤで結合され、優れたトランスミッション機能を有する独特の構成である(図24)。同国のMalmoからMonte Carloまでの2400kmの

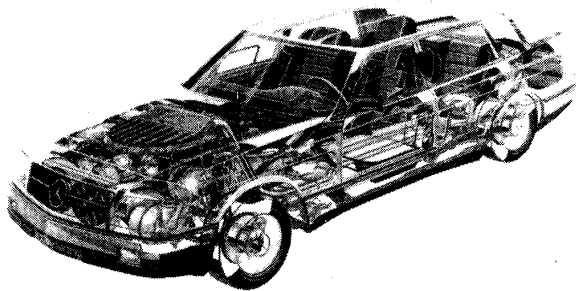


図22 ガスタービン乗用車 (Daimler-Benz)

欧州縦断(1983年)等、車両(図25)での走行試験も合せて進めている⁽⁴⁷⁾。ASEA社の独得のホットプレス法によって成形するタービン他、セラミック部品(図35)の開発が進められており、セラミックガスタービンMKIIはじめ、将来KTTエンジンの開発を推進している⁽¹¹⁾⁽⁴⁸⁾。

3-3. 国内における開発状況 図26は日産が高效率自動車用ガスタービンの実現を目指して



図25 ガスタービン乗用車 (United Turbine)

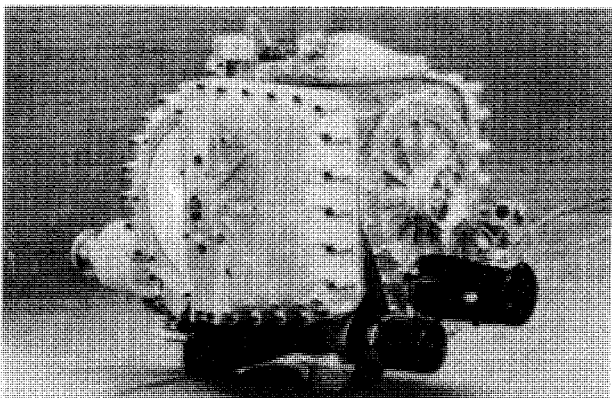


図23 KTT-MK1 (United Turbine, 乗用車用)

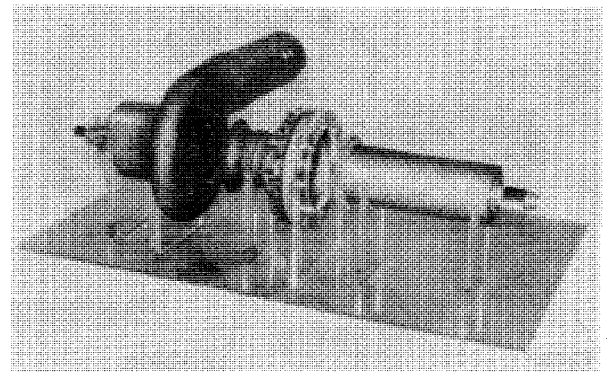


図26 YTX100のセラミック部品アッセンブリ (日産, 乗用車用)

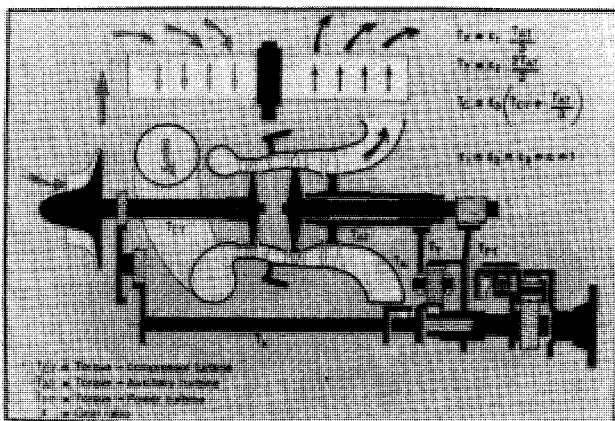


図24 3軸式KTTエンジンの構成 (United Turbine)

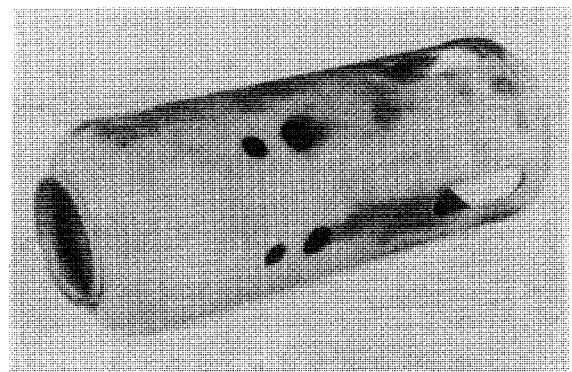


図27 セラミック燃焼筒 (日産)

いるタービン入口温度 1350℃、圧力比 5、出力 100PS クラスのセラミックガスタービン YTX 100 のセラミック部品のアッセンブリを示す。燃焼筒の熱衝撃性、ラジアルタービン、軸流タービン

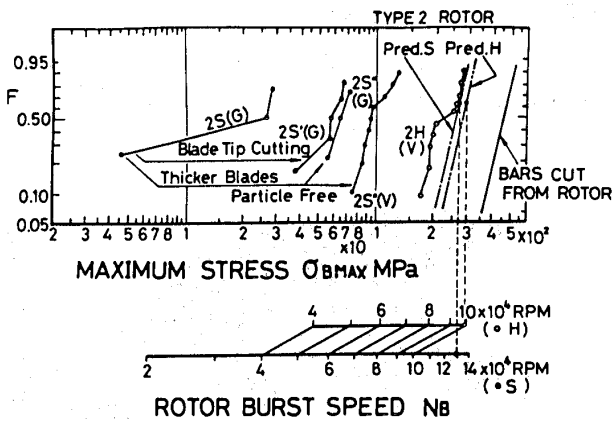


図28 セラミック・ラジアルタービンの回転強度 (日産)

ンのスピントテスト等、高温部品のセラミック化開発が推進されている (図27, 図28)⁽⁴⁹⁾⁽⁵⁰⁾⁽⁵¹⁾。

図30はトヨタが開発した1軸再生式ガスタービンGT24 (図29) とバッテリーのハイブリッドシステムの系統図を示す。車両に搭載して各種の走行試験が行なわれた。エンジン出力はガスタービンと直結した超高速発電機から電気出力として取り出す。エンジンを車両の走行条件に依らず、熱効率の高い定格点近傍で作動することにより、優れた走行燃費を実現するのが狙いである⁽⁵²⁾⁽⁵³⁾⁽¹⁷⁾。

図31は同社が開発中の2軸再生式ガスタービンGT41 (150PS) を示し、図32は同エンジンを搭載した研究実験車を示す⁽⁵⁴⁾⁽⁵⁵⁾。走行特性にも優れた乗用車を目指したガスタービン制御開発、トランスミッションとの総合制御の高度化等の開発 (図33) と並行して、セラミック化による熱効率の向上を目標にセラミック部品開発を進めている。

4. セラミック化開発

高温部位をセラミック化し、タービン入口温度

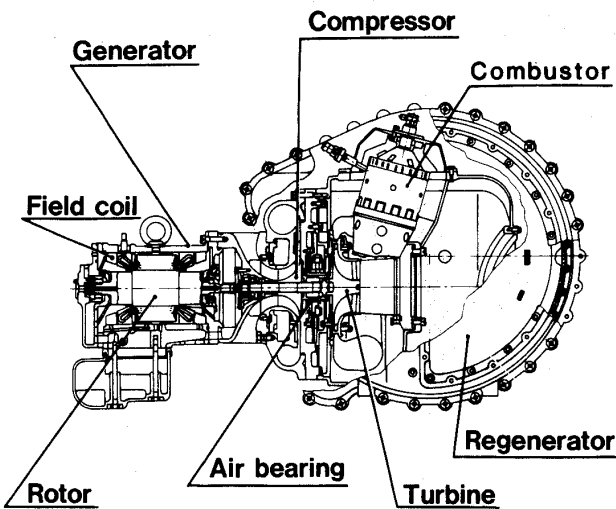


図29 GT24 (トヨタ, 乗用車用)

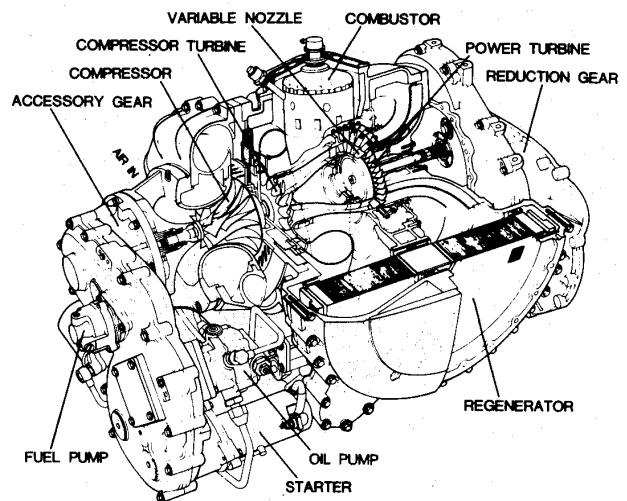


図31 GT41 (トヨタ, 乗用車用)

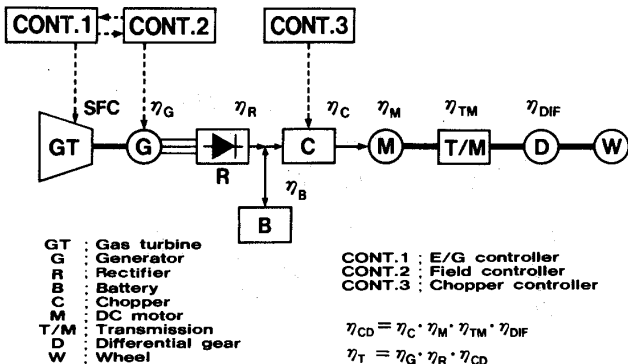


図30 ハイブリッドシステム (トヨタ, 乗用車用)

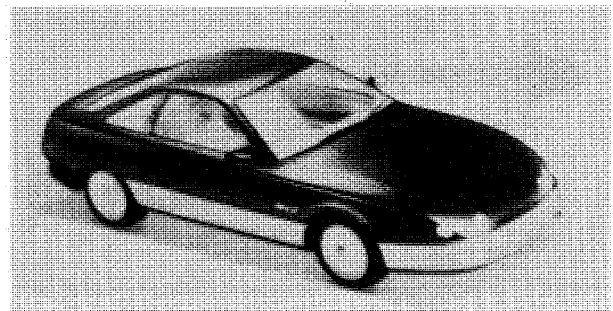


図32 ガスタービン乗用車 (トヨタ)

を上昇することにより、ガスタービンエンジンは低熱損失将来ディーゼルエンジンと競合できる高い熱効率が得られ、かつ他の優れた特性を有するので、自動車用ガスタービンの開発はセラミック化が中心課題となってきている。米国DOE（エネルギー省）は、石油戦略・環境保全を目的としてセラミックガスタービン開発プロジェクトを推進してきている。ARPA/Fordプロジェクト（1971～1979年）⁽²¹⁾⁽⁵⁶⁾、CATEプロジェクト（1976～1982年）⁽²²⁾、を先行プロジェクトとして、AGTプロジェクト（1980～1987年）⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾、ATTAPプロジェクト（1987～1992年）⁽²³⁾により、本格的なセラミックガスタービン開発を進めている。AGT同様ATTAPでもGM社とGarrett/Ford社をMain Contractorに多くのセラミックメーカー、研究機関の参画でAGTの成果の上に継続されている。GM社はAGT5（図14）を、Garrett/Ford社はAGT101（図18）をセラミックガスタービンのテストエンジンとして、構造用セラミックの実用性の実証を目標としている。

先行する米国に追従する形で欧州、日本でセラミック化開発が行なわれている。西独では科学技術省（BMFT）が推進母体の自動車用ガスタービンのセラミック部品開発プロジェクト（1974年～）が、VW、MTU、Daimler-Benz各社の参画により、エンジンメーカー、セラミックメー

カー、学術機関の3者協力で推進されている（図34）⁽²⁴⁾。スウェーデンは、United Turbine社のKTTタービン（図23）のセラミック化に、政府・Volvo社・セラミックメーカーが協力している（図35）⁽¹¹⁾。

国内においては、日産（図26）⁽²⁾⁽⁴⁹⁾⁽⁵⁰⁾⁽⁵¹⁾、三菱（図36）⁽⁵⁾⁽⁵⁷⁾、トヨタ⁽⁵⁸⁾⁽⁵⁹⁾⁽⁶⁰⁾、がセラミック部品開発を中心に進めている。自動車メーカーによ

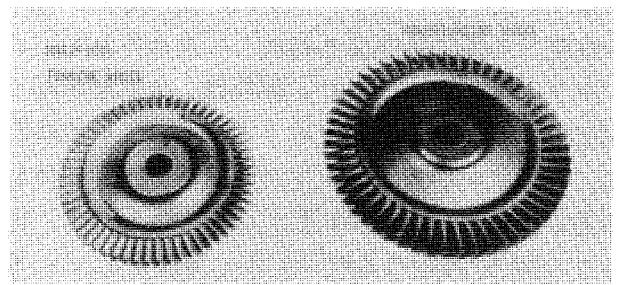


図34 PWT110のセラミックタービン (Daimler-Benz)

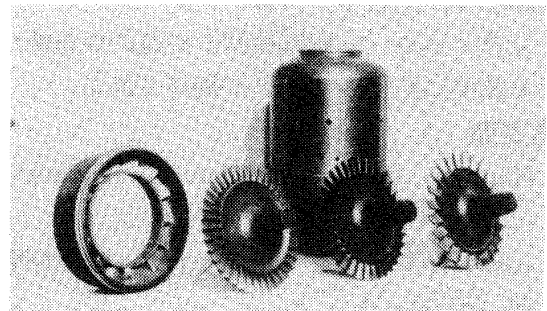


図35 KTTエンジンのセラミック部品 (United Turbine)

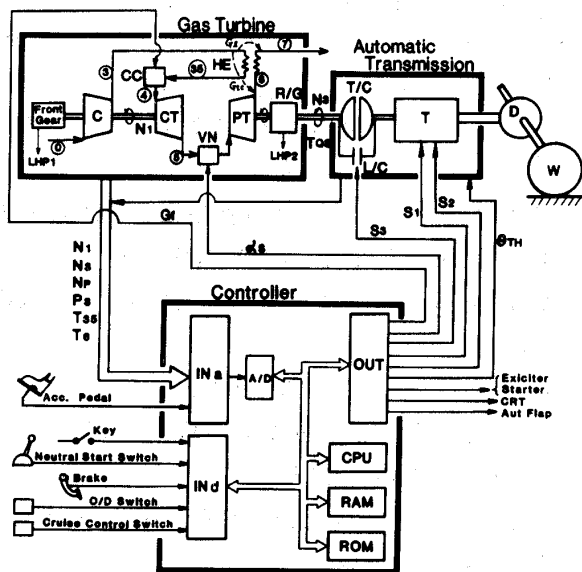


図33 ガスタービン乗用車の制御システム (トヨタ)

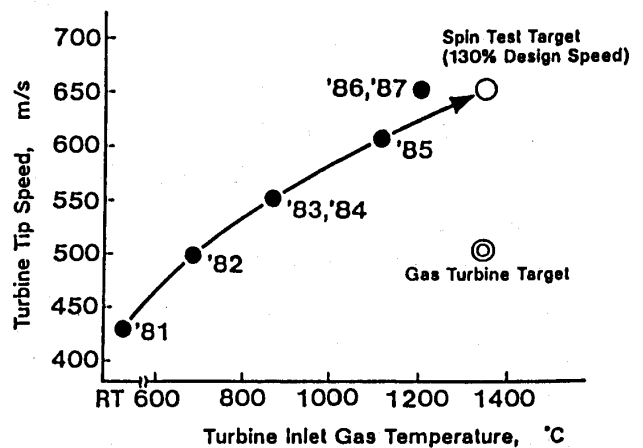


図36 セラミック・ラジアルタービンの高温回転強度 (三菱自工)

るセラミックターボチャージャーの開発蓄積も豊富になってきている⁽⁶¹⁾。

5. むすび

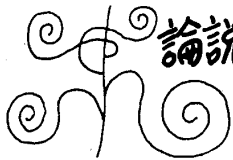
大型車(トラック・バス)用ガスタービンは、ディーゼルに比べて優位な点が多い。走行燃費と製造コストに対して、セラミック化で優位に立つことが目標である。乗用車用小形ガスタービンは、同じくセラミック化によるアイドル・軽負荷域を中心とした熱効率の向上が主課題である。同時にメタルタービンエンジン/乗用車による走行性能での優位性開発も継続して進められている。

セラミックガスタービン開発は、先進諸外国で国家プロジェクトとして取り組んできている状況で、我国においてもムーンライト計画で開始される運びにある。米国 AGT プロジェクトでは、京セラ・NGK 両社の貢献が大きく評価されている如く、我国のセラミック開発は世界の注目するところであるが、セラミックガスタービン開発は、材料・成形・設計・評価・周辺技術等、非常に多岐にわたる。産官学、特にエンジンメーカー・セラミックメーカー・研究機関の有機的な連携が価値ある成果に結びつくことが期待される。

参考文献

- (1) Harmon, R. A., Mechanical Engineering, (April 1982), 26
- (2) 山崎, 日本ガスタービンセミナー第12回資料集(昭59-1)
- (3) 佐藤, 伊藤, 中沢, 岩井, 自動車技術会シンポジウム(昭59-7-6), 1, 9, 17, 41
- (4) 岩井, 自動車技術, 39-9(昭60-9), 1035
- (5) 酒井, 日本ガスタービンセミナー第16回資料集, (昭63-1), 69
- (6) Carroll, B., Automotive Gas Turbines (1963), Coda Publications
- (7) Mercure, R. A., Cox, S. W., SAE SP-465 (1980-2)
- (8) Penny, N., SAE Paper 634A
- (9) Barnard M. C. S., Philips, P. A., ASME Paper 74-GT-145
- (10) Kronogard, S.O., SAE Paper 660017
- (11) Kronogard, S. O., Malmrup, L., First International Fuel Economy Research Conference, sponsored by the U. S. Department of Transportation, (Oct. 1979)
- (12) Walzer P., Grotrian, J. M., Buchheim, R., SAE Paper 800190
- (13) Automobiltechnische Zeitschrift (ATZ), 83-9 (1981), 395
- (14) Sumi, Y., Yamazaki, S., Kinoshita, K., ASME Paper 76-GT-101
- (15) Satoh, H., Miyauchi, J., Iwasaki, K., Proceedings of the 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congress, 83-Tokyo-IGTC-88
- (16) 田村, 阿部, 塩谷, 清水, 日本ガスタービン学会講演論文集(昭51-6), 111
- (17) Watanabe, A., Fukuda, D., ASME Paper 85-GT-203
- (18) Ronzi, R. C., Rahnke, C. J., SAE Paper 811377
- (19) Boyd, G. L., Kidwell, J. R., Kreiner, D. M., SAE Paper 870466
- (20) Helms, H. E., Haley, P. J., Groseclose, L. E., Twenty-Fifth Automotive Technology Development Contractors' Coordination Meeting (Oct. 26 to 29, 1987)
- (21) Gas Turbine World (July 1977), 12
- (22) Helms, H. E., Thrasher, S. R., ASME Paper 83-GT-179
- (23) Kramer, S. B., Kerwin, P. T., Schettino, J. C., SAE Paper 870467
- (24) Hagemester, K., Tiefenbacher, E., Walzer, P., ASME Paper 83-GT-205
- (25) 財団法人 日本産業技術振興協会, セラミックガスタービンを例とするエネルギー評価手法確立のためのデータ調査報告書(昭59-3)
- (26) Jen, H. F., SAE Paper 871590
- (27) Woodhouse, G. D., ASME Paper 81-GT-152
- (28) Oliver P. P., SAE Paper 820310
- (29) Cadwell, R. G., Chapman, W. I., Walch, H. C., SAE Paper 720168
- (30) Best, G. C., Flanigan, E.E., ASME Paper 72-GT-93
- (31) Flanigan, E. E., Nigro, D. N., SAE Paper 790129

- (32) Tarkir, R. A., Buckel, H. H., SAE Paper 780059
- (33) Harmon, R. A., Gas Turbine International (May - June 1975), 14
- (34) Yamazaki, S., Itoh, T., Proceedings of the 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, 223
- (35) 木下, 山崎, 仲西, 住, 自動車技術, 32 - 1 (昭52), 17
- (36) Iwai, M., Sayama, J., Ishimaru, A., Proceedings of the 1987 Tokyo Int. Gas Turbine Congress, 87 - Tokyo - IGTC - 61
- (37) 佐藤, 宮内, 岩崎, 三菱重工技報, 21 - 1 (昭52 - 1), 94
- (38) Automotive Power Systems Contractors' Coordination Meeting, An Arbor, Michigan, U. S. Environmental Protection Agency, Division of Advanced Automotive Power Systems Development, Fourth (Dec. 1972) ~ Eighth (May 1975)
- (39) Ball, G. A., Gunter, J. I., Sebestyen, T. M., SAE Paper 760279
- (40) Angell, P. R., Golec, T., SAE Paper 760280
- (41) Wagner, C. E., Pampreen, R. C. NASA CR - 159671, vol 2 (June 1979)
- (42) Collman, J. S., Amann, C. A., Matthews, C. C., Stettler, R. J., Verkamp, F. J., SAE Paper 750167
- (43) Stettler, R. J., Bell III, A. H., Shows, E. W., ASME Paper 83 - GT - 183
- (44) Runkle D., Automotive Technology International '88, Sterling Publications, 41
- (45) Motortechnische Zeitschrift (MTZ), 47 - 6 (1986), 233
- (46) Hempel, H., Wiest, H., ASME Paper 86 - GT - 199
- (47) Autocar (Feb. 1983), 11
- (48) Kronogard, S. O., Trans. of the ASME, Journal of Engineering for Power, 100 (Jan. 1978), 95
- (49) Yamazaki, S., Fifth Int. Symposium on Automobile Propulsion System, vol 1 (Oct. 1980), 204
- (50) Achiwa, S., Sasaki, M., Yamazaki, S., Proceedings of the 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congress 83 - Tokyo - IGTC - 23
- (51) 佐々木, 和泉, 阿知波, 伊藤, 日本ガスタービン学会誌, 13 - 50 (昭60 - 9), 28
- (52) 中村, 第3回新型原動機に関するシンポジウム, 自動車技術会, (昭51 - 4), 17
- (53) 中村, 日本機械学会誌, 79 - 694 (昭51 - 9), 859
- (54) 例えば, Autoar (Nov. 1987), 19, 81, モーターファン (昭62 - 12), 103, Car Graphic (昭62 - 12), 62
- (55) 渡辺, 森下, 相馬, 自動車技術会春季学術講演会 Paper No.881058 (昭63 - 5)
- (56) Mclean, A. F., ASME Paper 75 - GT - 111
- (57) Kobayashi, Y., Miyauchi, J., Matsuo, E., Inagaki, T., Proceedings of the 1987 Tokyo Int. Gas Turbine Congress, 87 - Tokyo - IGTC - 122
- (58) Komeya, K., Noda, F., SAE Paper 740237
- (59) 佐藤, 米屋, 日本ガスタービン学会講演論文集 (昭51 - 6), 37
- (60) Wada, S., Masaki, H., Honma, T., Tani, T., Proceedings of the 1987 Tokyo Int. Gas Turbine Congress, 87 - Tokyo - IGTC - 117
- (61) Matuo, I., Nishiguchi, F., SAE Paper 880703



財団法人自動車研究所 石渡正治

1. はじめに

わが国はエネルギー資源に乏しく、需要のほとんどを外国からの輸入に依存している。しかも工業先進国の中ではエネルギー消費量が多く、供給構造の脆弱さが指摘されている。

従って、産業の発展と経済の安定成長や豊かな生活環境を築くためにも、適切な政策の推進によるエネルギーの有効利用、長期的かつ安定したエネルギー資源の供給確保が望まれる。

わが国では、第一次石油危機以降、石油資源の有効利用や新燃料油に関する研究が活発に行われており、自動車エンジンについては、新型原動機の開発利用に関するもの、石油代替燃料の適用技術に関するもの、新素材のエンジンへの利用に関するものなど多岐にわたっているが、いずれも燃料消費の低減、公害の低減に関する課題が多数を占めている。燃料経済性、低公害性、軽量小型化、出力性能向上、メンテナンスフリー等は自動車用エンジンにとって将来にわたり重要な課題である。

セラミックガスタービン (CGT) は、燃料経済性、低公害性、多種燃料への適合性の点で優れていることから欧米では約 15 年程前から注目され、国の支援のもとで研究開発が進められてきた。一方、わが国でも本年度から CGT 開発が国家プロジェクトとして取り上げられ、新技術の開発と新しい技術分野での国際協力の積極的な推進を旨として CGT の開発計画が本格的にスタートすることになった。筆者は本年 2 月、米国の現状について調査する機会を得た。そこで米国を中心にセラミックガスタービンの開発現状について述べてみたい。

2. 自動車用エンジンの課題

自動車エンジンとしてガソリンエンジンや

ディーゼルエンジンが誕生してから約 100 年になる。しかしこの間、種々の形式のエンジンが研究されてきたもののレシプロエンジンが主流となっている、つまり現用のエンジンに比べて優れた特性のエンジンが未だ実用化されていないことを意味している。

ところで、現状の自動車用エンジンの欠点は、エンジンの特性から使用燃料の性状が限定されることで、特に排出ガスの特性、振動、騒音、始動性などの点からも高品質の燃料の安定供給が求められる。当然のことながら、多種燃料への適合性に欠け、しかも排出ガス規制に適合させるために対策装置の付加が必要となっている。ディーゼルエンジンでは、大気汚染の観点から NO_x、黒煙、粒子状物質が注目され、これら排出物の低減化のための努力が行われている。

現在のレシプロエンジンについては、公害防止の観点からの改善努力が一段と進むものと考えられるが、エネルギー資源に乏しく、かつ自動車の保有台数が多いわが国の国情に適した次世代型エンジンの性格としては、燃料経済性に優れ、かつ多種燃料への適合性に優れたエンジンの出現が望まれるところである。

3. CGT の特徴

ガスタービンは熱サイクルの面から、作動ガス温度を高め、無冷却化を図ることによって熱効率を改善することができる。

しかし、従来の金属製ガスタービンでは、金属の耐熱強度に限界があることから無冷却での高温化には限界があった。

近年、セラミック材の技術進歩からガスタービンの高温部品にセラミックスが使える可能性が実証され、にわかにはその実現性が高まってきた。

ガスタービンのセラミックス化のねらいは、燃料経済性の向上にあるが、セラミックス化によって、次のような開発効果が期待されている。

(昭和 63 年 4 月 27 日原稿受付)

(1) 省エネルギー

CGTは金属の替りに耐熱性に優れたセラミックスを用いることによって、タービン入口ガス温度の高温化が期待でき、無冷却で1300~1400℃とすることによって、燃料消費量の低減が可能となり(図1,表1),レシプロエンジン以上の高い熱効率が期待できる。

(2) 省資源

現在ガスタービンの高温部品には、Ni, Co, Crなどを多量に含む超耐熱合金が使われている

表1 セラミックガスタービンの熱効率

| 原 動 機 形 式 | 熱 効 率 (%) |
|----------------------------|--------------|
| C G T | 40 - 45 (目標) |
| ディーゼルエンジン (100 ~ 300kW) | 34 - 40 |
| ガソリンエンジン (50 ~ 100kW) | 28 - 32 |

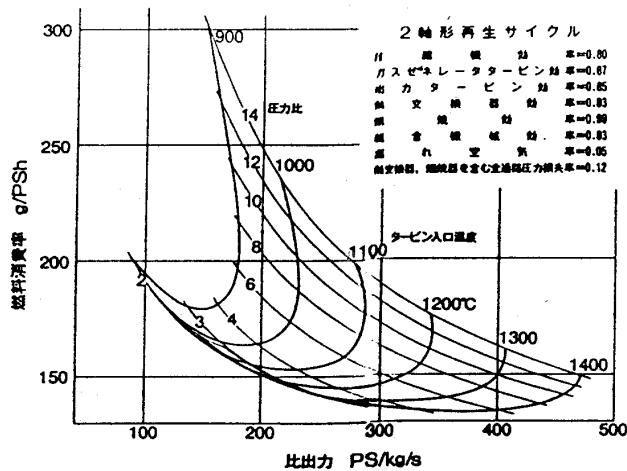


図1 圧力比,タービン入口温度による燃焼消費率の関係

表2 CGT 用新燃料の候補

| 区 分 | 種 類 |
|-----------|--|
| 石油重質留分分解油 | 分解系、低セタン価軽油等 |
| 新 燃 料 油 | <ul style="list-style-type: none"> ○天然ガス・合成ガス・バイオマス等からの含酸素燃料油(各種アルコール、ケトン、エーテル類) ○石炭・褐炭の液化油からの新燃料油 ○オイルサンド・オイルシールより抽出の超重質油からの新燃料油 |
| 気 体 燃 料 | <ul style="list-style-type: none"> ○天然ガス(LNG、CNG)* ○石炭ガス化ガス ○重質留分の分解に伴う製油所廃ガス ○水を原料とする水素 |

*LNG: Liquefied Natural Gas
CNG: Compressed Natural Gas

が、産出量が少なく、航空機用のジェットエンジンに用いられるなど戦略資源とされている。セラミックスが耐熱構造材として超耐熱合金に替ることができれば省資源の面で大いに貢献できることになる。

(3) 多種燃料への適合性

ガスタービンは燃料の多様化が可能で、現状のレシプロエンジンに比べ燃料に対する要求特性は、はるかにゆるやかである。CGT用燃料としては従来から利用されているもののほかに表2の候補があげられている²⁾。

燃料面でのメリットとしては

- ①エネルギー資源が無駄なく有効に利用できる。
- ②連続燃焼であるから、燃えるものであれば気体液体をとわず燃料として使える可能性が高い。従って、石油系以外の燃料への代替が可能であり、エネルギー供給の逼迫時への対応が比較的容易となる。

(4) 低公害性

ガスタービンは連続燃焼方式であることから、レシプロエンジンに比べ低公害への対応が容易である。ただし、高温燃焼に伴うNO_xの発生や残留窒素分の多い重質油分解油、新燃料油、石炭液化油などが利用される場合には、Fuel NO_xの増加も考えられるので対策が必要となろう。

NO_xの低減対策手法としては、予蒸発予混合方式や負荷に応じて空燃比を変える方式、さらには触媒燃焼方式などが研究されている。

4. 自動車用CGT 開発の現状

セラミックスを熱機関に適用しようとする動きの中で最も活発に研究開発が進められているのが自動車用ガスタービンである。

その背景としては

- (1)ガソリンおよび軽油の消費量が全消費量の中に占める割合が高く、エネルギー資源の有効利用の観点から自動車用エンジンの熱効率を向上させ、低燃費化を図ることが求められている。また、自動車の保有台数は将来とも増加することが予想され、それに伴って石油の消費量も増える。従って、エネルギーの安定供給の観点からも一層の低燃費化が求められる。
- (2)最近のセラミックス技術の進歩は著しく、耐

熱構造材として現用のエンジン部品への利用も進んでいる。特にガスタービンへの利用についてはメリットが大きいことから、その開発動向が注目されている。

4.1 米国における自動車用 CGT 開発

米国では約 10 年程前から CGT の研究開発が組織的に、かつ大規模に進められてきた。

ガスタービンの高温部にセラミック材料を適用するための研究開発は 1950 年後半にコーニング社によって始められ、1960 年代にはフォードもセラミック部品の開発に着手した。

その後、政府資金による開発が始まった。米国政府の CGT に関する開発プロジェクトとしては次のものがあげられる。

- BMD (Brittle Material Design) 1971~1979
- CATE (Ceramic Application in Turbine Engine) 1976~1980
- AGT (Advanced Gas Turbine Program) 1980~1987.
- ATTAP (Advanced Turbine Technology Applications Project) 1987~

現在は ATTAP 計画が進められ、セラミック材料技術に関する開発が行われている。

(1) BMD プログラム³⁾

DARPA (Defence Advanced Research Project Agency) がフォードとウエスチングハウスに研究開発を委託したプロジェクトで、1971 年に始まり 1979 年に終了した。このプロジェクトは世界で初めての本格的な CGT 開発であった。フォードは 200 馬力の自動車用ガスタービンの開発を担当し、ウエスチングハウスは発電用ガスタービンのセラミックス化の開発を担当した。

セラミック部品としては、燃焼器には炭化ケイ素が、ノーズコーン、シュラウド、ステータ、タービンロータには窒化けい素が、また熱交換器にはコーゼライトが用いられた。タービン入口ガス温度はの目標値は 2500°F (1370°C) であった。

(2) CATE プログラム⁴⁾

このプログラムは GE の Detroit Diesel Allison Division が 1976 年から受託したもので、自社で開発した大型トラック用の金属型ガスタービンのセラミックス化をねらったものである。タービン入

ロガス温度は 2265°F (1240°C) とし、20% の燃費低減を図る計画であったが、2070°F (1132°C) までの運転で終了している。

このプログラムでは、ガス発生機用タービンブレード、タービン入口プレナム、内・外ベーンサポートなど多数の部品についてセラミックス化が行われた。

(3) AGT プロジェクト⁵⁾⁶⁾⁷⁾

このプロジェクトは、米国の石油資源に対する危機感から生まれたもので、多種燃料でも使える先進的自動車用ガスタービンの開発を目指したものである。開発目標として表 3 をかかげている。

このプロジェクトで開発する CGT の熱効率は高い目標を目指しており、そのためにサイクル最高温度を AGT 100 では 1288°C、AGT 101 では 1371°C に設定している。高温部品には構造用セラミック材が使われ、熱交換器には高性能の回転蓄熱式が採用されている。図 2、図 3 に開発日程と予算を、また表 4 に開発目標仕様を示す。

AGT 100 は 2 軸式で複雑な構造となっているが車両駆動用に適したトルク特性を有している。AGT 101 は 1 軸式で構造が簡単な利点を有しているが変速機が複雑になる。従って、AGT 101 では可変ステータ付の自動変速機を採用している。

AGT プロジェクトではセラミックガスタービ

表 3 AGT プロジェクトの開発目標

- ① 燃料経済性の向上
- ② 排気ガスが連邦規制値を満足する。
- ③ 多種燃料で走行可能とする。
- ④ 騒音・振動および安全性が連邦規制値を満足する。
- ⑤ 現用エンジンと同等の信頼性と耐久性をもつ。
- ⑥ 現用エンジンと同等なイニシャルコスト、ライフサイクルである。
- ⑦ 運転性、安全性の面で消費者が満足できること。

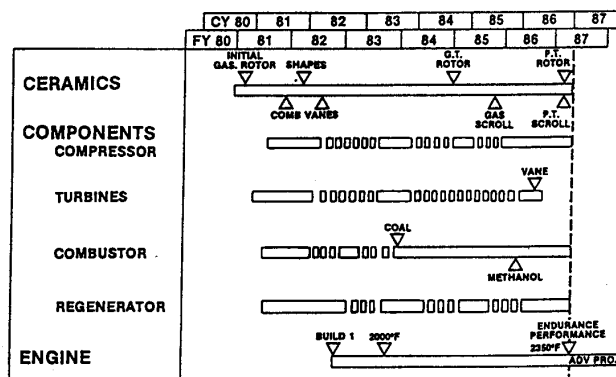


図 2 AGT 100 開発スケジュール

ン車の開発を行って開発目標を達成させ、デモン
ストレーションする予定であったが、開発途中か
らエンジンのコンセプト立証にねらいが変更され
車載技術の開発は計画から外された。

開発対象となったセラミック部品は、タービン
ロータ、燃焼器、タービンノズル、シュラウド、
熱交換器などであり、わが国のセラミックメーカ

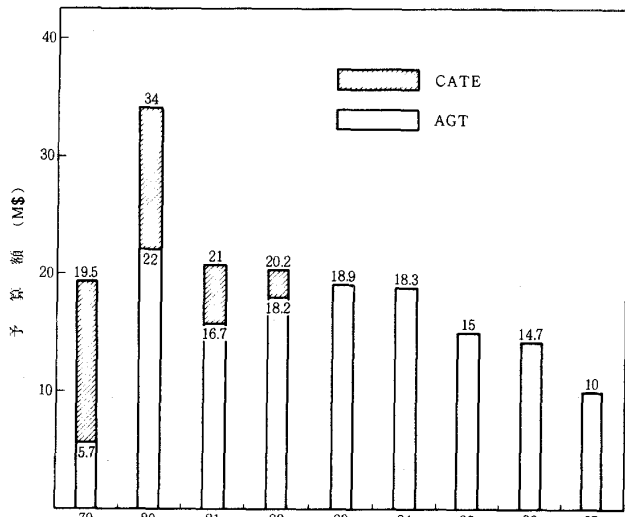


図3 AGT 開発予算

からも京セラ, NGK, 旭ガラスが部品を提供した
(図4, 図5)。

表4 AGT の目標仕様

| 開発メーカー | DOA/Pontiac Div. | | Garrett/Ford | | |
|----------------------------|------------------|--------------------|---------------------|--------------|--|
| | 名称 | AGT-100 | AGT-101 | | |
| エンジン | 形式 | 2軸再生式 | 1軸再生式 | | |
| | 出力 (kw) 15℃ | 74.6 | 74.6 | | |
| | サイクル最高温度 (℃) | 1.288 | 1.371 | | |
| | 圧力比 | 4.5 | 5.0 | | |
| | 空気もれ率 (%) | 2.5 | | | |
| | 圧力損失率 (%) | 14.1 | | | |
| | 機械損失率 (%) | 7.8 | | | |
| | 燃料消費率 (g/PS-hr) | 145 | 136 | | |
| | 回転数 (RPM) | 86,000/68,000 | 100,000 | | |
| | コンプレッサー | 形式 | ラジアル, 入口案内翼付 | ラジアル, 入口案内翼付 | |
| 圧力比/ 空気流量 (kg/sec) | | 4.5/0.345 | 5.0/0.386 | | |
| 断熱効率 (%) | | 82.8 | 80.5 | | |
| タービン | | 形式 | 597A (CT)/597B (PT) | ラジアル | |
| | | 断熱効率 (%) | 84.6/86.7 | 86.5 | |
| 熱交換器 | | ノズル | 固定翼 | 固定翼 | |
| | | 形式 | 回転器熱式 (1個) | 回転器熱式 (1個) | |
| | | 温度効率 (%) / もれ率 (%) | 94.7/5.2 | 92.9/3.2 | |
| | | 入口ガス温度 (℃) | 1.055 | 1.093 | |
| 燃焼器 | | 形式 | 逆旋器型/予混合・予蒸発 | 逆旋器型/予混合・予蒸発 | |
| | 噴射弁 | 気液噴射弁 | 気液噴射弁 | | |
| 車両 | モデル | 1985 Pontiac 6000 | 1985 Ford Tempo | | |
| | 重量 (kg) | 1,362 | 1,362 | | |
| | 駆動軸 | 前軸 | 前軸 | | |
| | 変速機 | 4速自動 (e3977付) | CVT | | |
| 走行燃費 (EPA コンプライアンス) (km/l) | 18.1 | 18.2 | | | |

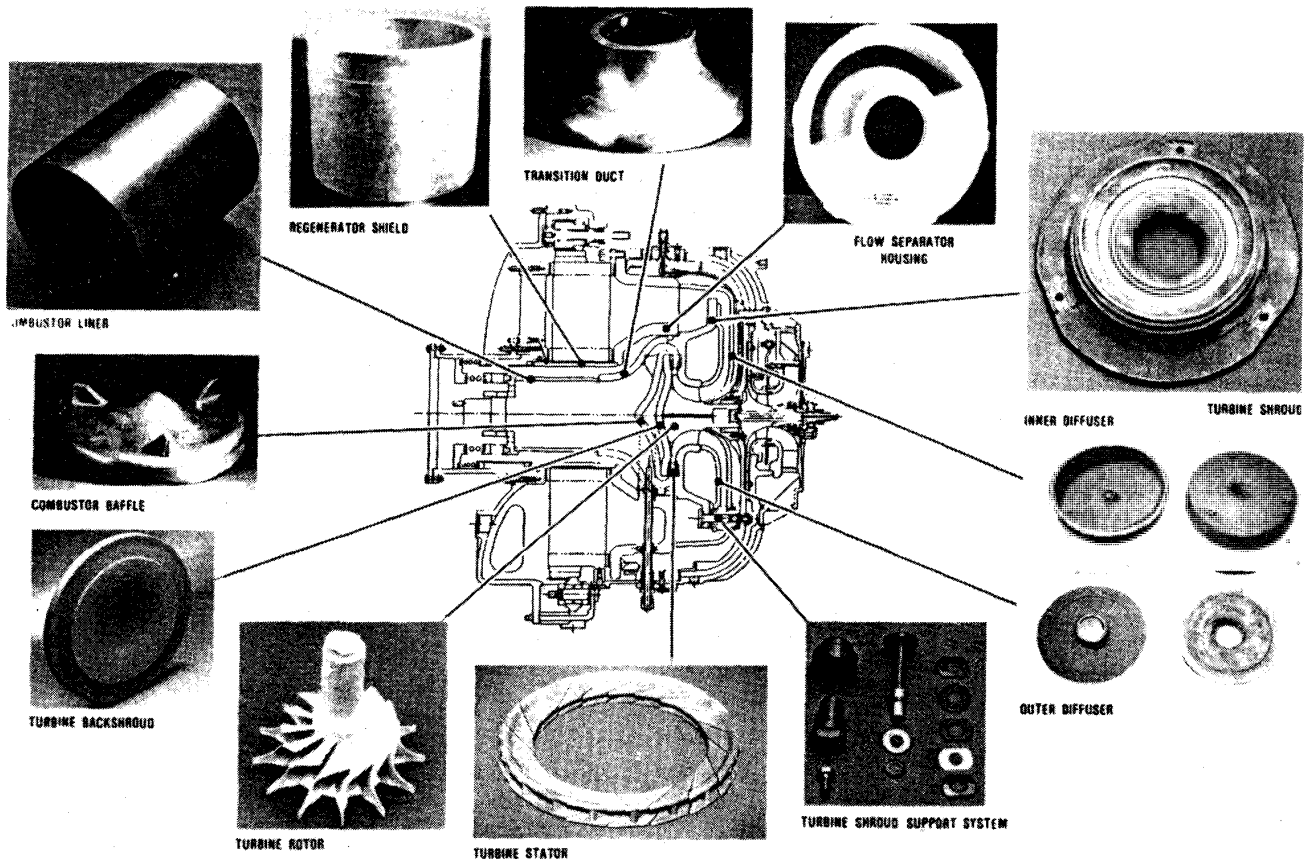
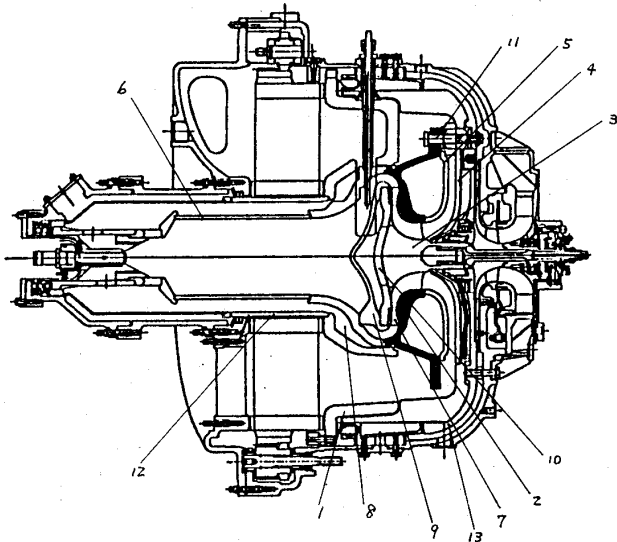


図4 AGT-101の主なセラミック部品

表5に運転実績の1例として、AGT100の結果を示す。ロータの材料には窒化けい素，炭化けい素が使用された。

次にAGTプロジェクトの成果について述べる(6)7)8)9)。



| | CARBOR-UNDUM | FORD CORNING | ACC | PURE CARBON | NGK | KYOCERA |
|----|--------------|--------------|------|-------------|-----|---------|
| 1 | | LAS | RBN | | | |
| 2 | αSiC | | RBSN | | SSN | SiC |
| 3 | | SRBSN | SSN | | SSN | SSN |
| 4 | | | RBSN | | SSN | |
| 5 | | | RBSN | | SSN | |
| 6 | αSiC | | | RSSC | | SSN |
| 7 | αSiC | RBSN | RBSN | | | |
| 8 | αSiC | | RBSN | | SSN | |
| 9 | αSiC | | RBSN | | | |
| 10 | αSiC | | | | SSN | |
| 11 | αSiC | | RBSN | | SSN | SiC |
| 12 | αSiC | | RBSN | | | |

CERAMIC MATERIALS

SiC—Sintered Alpha Silicon Carbide
 LAS—Lithium Aluminum Silicate
 SRBSN—Sintered Reaction Bonded Silicon Nitride
 RBSN—Reaction Bonded Silicon Nitride
 SSN—Sintered Silicon Nitride
 RSSC—Reaction Sintered Silicon Carbide

図5 AGT101 セラミック部品の材料，製法

表5 エンジンテスト時間

THROUGH ● S/N1, BU 26
 ● S/N2, BU 19

| | ENGINE BUILDS | ENGINE TOTAL TEST TIME (HRS) |
|---------------|---------------|------------------------------|
| CURRENT YEAR | 7 | 55 |
| PROGRAM TOTAL | 45 | 572 |

このプロジェクトが始まった1979年頃はセラミックの特性や利用技術の点で問題が多く，その実現可能性については疑問とされていた。しかし，8年間に及ぶAGT参加メーカの技術開発努力によって，材料特性，適用技術レベルは大きく進歩した。図6に材料特性の進歩の状況を示す。

圧縮機，タービン等の空力コンポーネントは小型ほど効率が低下する。従って，小型化が求められる自動車用CGTの高効率化は極めて難しい課題である。

AGT101では100馬力の出力目標に対して大略60~70%の達成率であった。またエンジン本体の総運転時間はAGT100が572時間，AGT101が511時間であった。

AGTのテスト結果では，燃焼器や熱交換器などの高温ガス流路で発生したカーボンデポジットと考えられる異物の激突によるブレードの破損(FOD: Foreign Object Damage)，高温におけるロータの強度不足，非破壊検査による内部欠陥の発見の難かしさ等が指摘されている。

静止部品については，接合部での破損，熱変形によるガスもれなどが指摘されている。特にスクロールなどの複雑形状の部品については，寸法精度の向上，熱変形対策が重要となる。

AGT101の開発を担当したギャレットは，セラミック適用技術の今後取組むべき課題として次の5項目を取り上げている(表6)。

AGTプロジェクトによって，オールセラミックガスタービン実現の可能性が立証された。

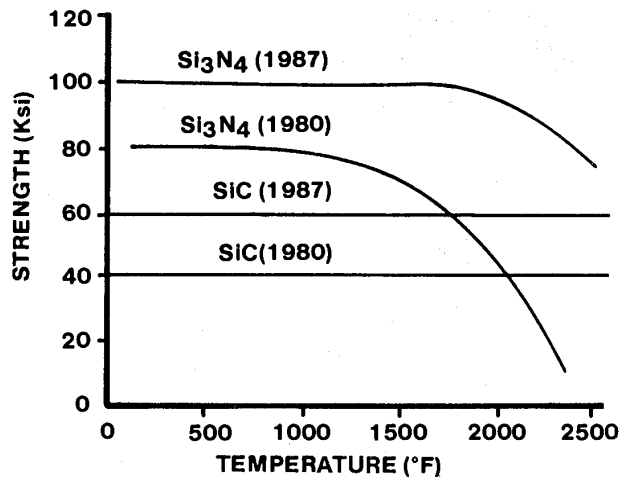


図6 Si₃N₄ と SiC の高温強度向上の履歴

(4) ATTAP の概要⁹⁾

このプロジェクトは、1987年から5年計画で実施されるもので、AGTプロジェクトを継承してさらにCGTの実現を図ることを目標に、セラミック部品の技術開発を推進させてCGTの実用化に必要な耐久性の確立に重点を置いている。

このプロジェクトのねらいはタービン入口ガス温度2500°F (1371°C)の環境下で3500時間の耐久性を有し、自動車用エンジンのライフサイクルコストに適した構造用セラミック材を開発し、その適用技術をさらに向上させ、エンジンに組込んで実証することである。

このプロジェクトの開発目標は次のようになっている。

- ①セラミック部品の設計、解析手法の改良
- ②セラミック部品の製造工程の改善
- ③セラミック部品の試験評価技術手法の開発
- ④セラミック部品の信頼性と耐久性の評価

表6 ギャレットが判断した今後のセラミック適用技術の課題

- DESIGN METHODOLOGY DEVELOPMENT AND VERIFICATION
- COMPONENT FABRICATION TECHNOLOGY WITH IMPROVED HIGH-TEMPERATURE MATERIALS
- NDE
- IMPROVED PROOF TEST
- HIGHER TOUGHNESS MATERIALS/IMPACT-RESISTANT DESIGNS

これらの課題を達成させるため、DOE/NASAはギャレットとGMのアリソンガスタービンと新たに契約を結んだ。

開発日程は、図7に示すように1987年から1992年までの5ケ年間となっている。また開発予算として5000万ドルが予定されている。図8にAGTプロジェクトとATTAPの関係を示す。

5. わが国における自動車用CGT開発の現状

わが国では、1960年代からトヨタ自動車、日産自動車、三菱自動車により金属製ガスタービンの開発が行われてきた。しかし、いずれもメーカ側の企業努力によるものであり、詳細については不明であるが、いまだ実用化の段階には至っていない。

ガスタービンのセラミックス化については、タービンロータ、燃焼器などコンポーネント部品の開発段階にあり、研究開発の規模も欧米に比べて小規模である。

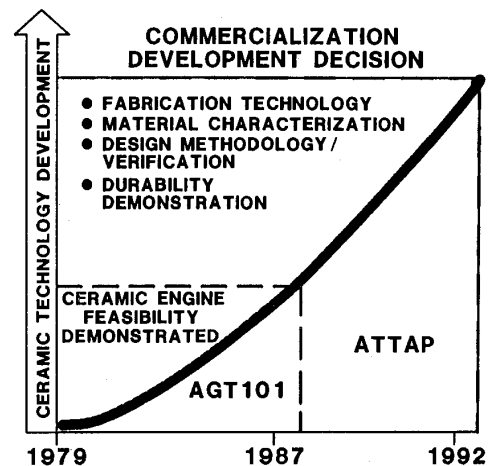


図8 AGTとATTAPの関係

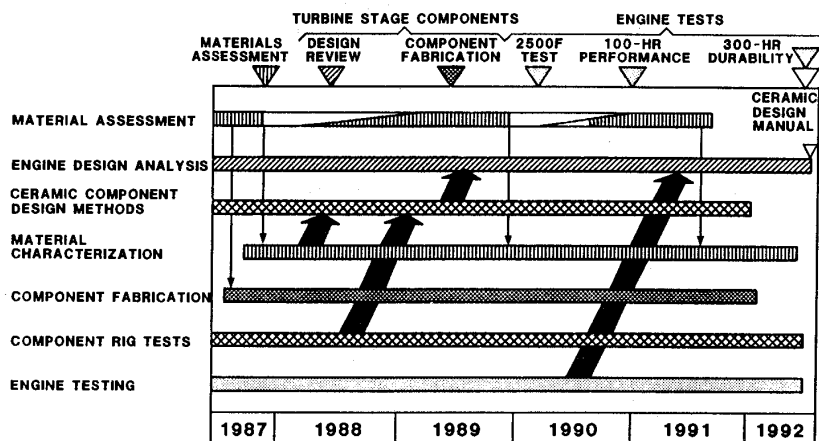


図7 ATTAPの開発日程 (Garrettの例)

(1) トヨタ自動車^{10) 12) 13)}

トヨタ自動車では、昨年秋の第27回モーターショーにCGTのコンセプトカーとそのエンジンを展示した。図9にエンジンの外観写真を、また表7に主要諸元を示す。このエンジンは金属製であるが、高温部品はすべてセラミック部品に置き換えるよう計画され、開発が進められているようである。図10にセラミック部品を示す。

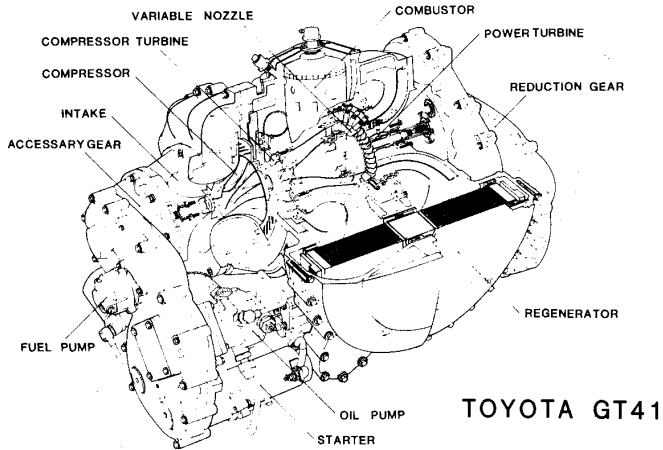


図9

表7 主要諸元 (GT 41)

| 形 式 | | 2 軸 式 |
|--------------------------------------|---------|-----------------|
| ガ ス セ レ レ ー タ ー | コンプレッサー | 遠心式 |
| | タービン | ラジアルインフロー |
| | 定格回転数 | 68,000rpm |
| ガ イ ア ー ビ ン | タービン | 軸流(可変機構付) |
| | 定格回転数 | 53,000rpm |
| 熱 交 換 器 | | 回転蓄熱式 |
| 減 速 比 | | 10.13 |
| 最 高 出 力 | | 150ps/5,300rpm |
| 最 大 ト ル ク | | 34kg·m/1,000rpm |

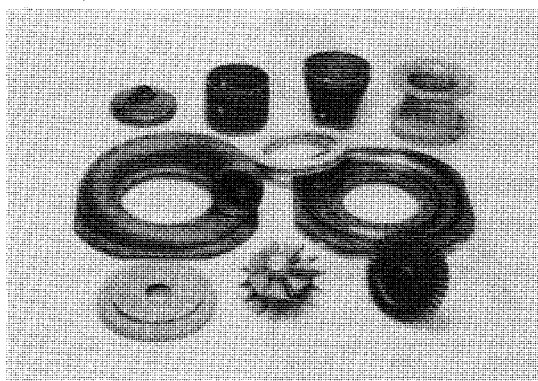


図10

(2) 日産自動車^{10) 11)}

バス用エンジンとして開発した金属製ガスタービンを図11に示す。このエンジンは二軸で、タービンは軸流式を採用している。このエンジンは実験用バスに搭載され、各種の走行試験が行われた。

現在は乗用車用セラミックガスタービン(出力74kw, Z軸再生式)部品の開発が進められている。

図12にセラミック部品を示す。これらのセラミック適用技術を応用し、世界ではじめてセラミックターボチャージャーの実用化に成功している。

(3) 三菱自動車^{1) 12)}

トラック用金属製ガスタービンE501X(180.2kw)を開発し、車両による走行試験を行った

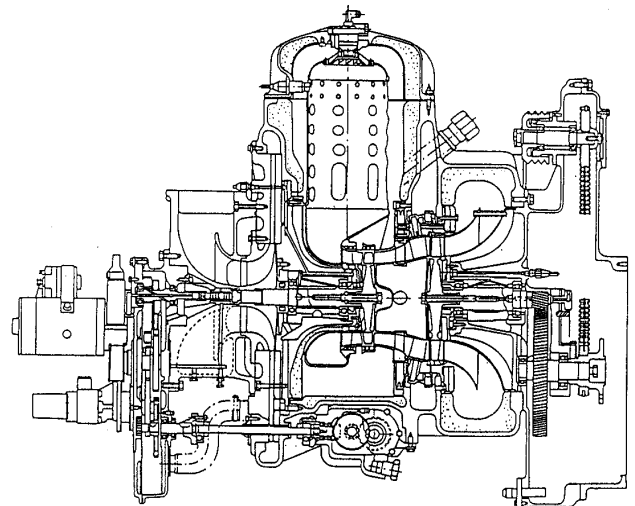


図11 YTP12 (バス用, 日産自動車)

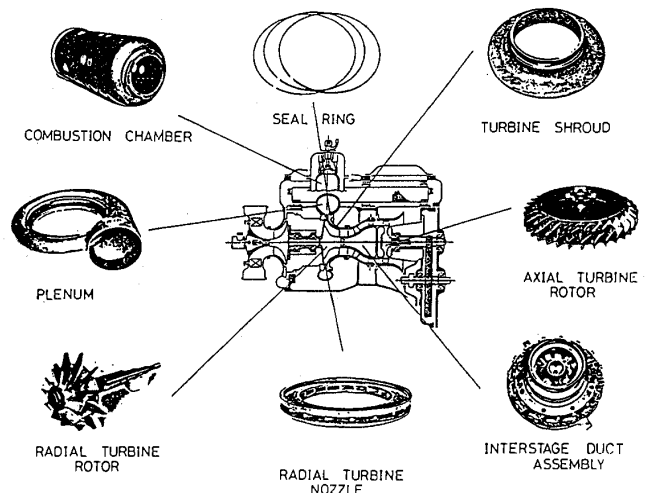


図12 セラミック部品 (日産自動車)

(図13)。このエンジンは高圧段にラジアルタービンを採用したラジアル/軸流の二軸式となっている。CGTについてはセラミックタービンホイールの開発を1979年から開始し、現在では窒化けい素製タービンロータで1200℃、周速650m/sの試作レベルまで到達した。図14にセラミックタービンロータの開発成果の推移を示す。

6. 自動車用エンジンが具備すべき条件

自動車への要求は時代とともに多様化しており、対応するための技術開発も活発に進められている。

- 低公害への要求に対しては
排出ガスの清浄化、騒音、振動の低減、電波障害の防止など
- 省資源、経済性への要求に対しては
低燃費化、メンテナスフリー化、小型軽量化など
- 高品質への要求に対しては

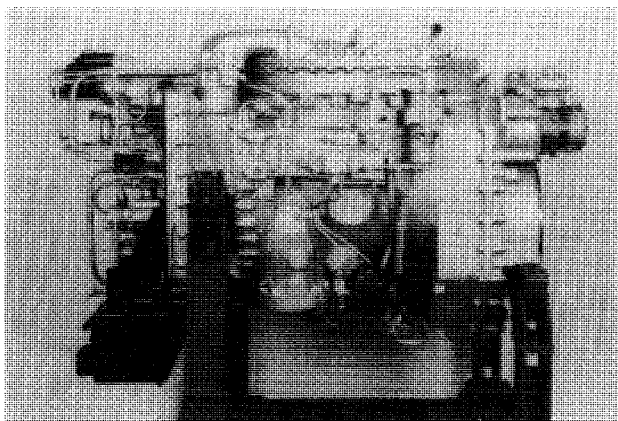


図13 E501Xエンジン(三菱自動車)トラック用

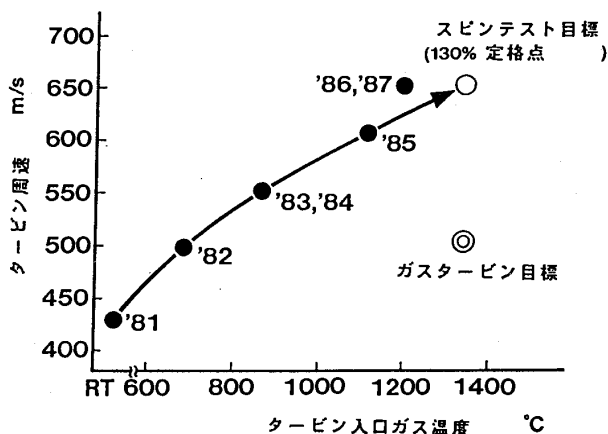


図14 三菱自動車におけるセラミックタービンロータのホットスピテスト結果⁶⁾

信頼性、耐久性の向上、高性能化、快適性の向上など

一方、車は生活の道具として位置づけられていることから、維持費が安いこと、利便性や快適性に優れていることなどに加え、価値観の多様化への対応も大切となる。車の商品としての特徴をあげてみると次のようになろう。

- ①取扱う人の巾が広く、かつ車の構造や機能に関しては一般的に素人である。
- ②使用される環境や条件が様々である。
- ③安全、公害などの点で法規則を受ける。
- ④他の商品に比べ高価であるが、生活に不可欠な耐久消費材であり寿命も長い。

従って車の動力源としてはこれらの要件を十分満たさなければならない。

これらを考慮して、自動車用ガスタービンとしては次の点が重要である。

①部分負荷時の効率の向上

一般の路上走行では、無負荷運転、部分負荷運転の頻度が高い、従って、走行燃費の改善を図るには、使用頻度の高い無負荷から中速域の低負荷における領域の燃費率の低減が求められる。

つまり、部分負荷でタービン入口ガス温度をいかに高く維持させるか、さらにこの領域で各種コンポーネントの効率をいかに高く設計できるかが重要なポイントとなる。

一方、負荷条件の低い領域でタービン入口ガス温度を上昇させると、比出力は増大するが空気流量は減少するので、僅かな空気漏れでも大きな性能低下をまねくことになる。

従って、空気もれを生じさせないようにすることが大切である。そのためには、ガス流路の各部品品の接合部が熱変形によって、ソリやズレが生じないように留意した設計をすることが重要となる。

自動車用エンジンは定置型に比べ小型化が要求される。従って、高い熱効率を確保するためには、各空力コンポーネントの効率を高め、かつ空気もれを最小限にとどめるとともに流路の圧力損失を最小にすること、また熱損質を減らすことが重要な課題となる。

②小型軽量化

車に搭載する関係で極力小型で重量当りの出力が高いことが望まれる。CGT は一般的に比出力を大きくすることができ、すべてのコンポーネントについて小型コンパクト化の可能性を有しているが、自動車用クラスのエンジンの小型軽量化は困難な課題である。

③取扱いが簡便で応答性がよいこと。

自動車は運転者から始動、発進、加速、定速、減速、停止の各指令を受けて、スタータ、点火栓、燃料遮断弁、燃料制御弁、可変ノズルサーボ弁を常に最適に制御し、要求に応えなければ役に立たない。図15に制御系統図の1例を示す¹⁵⁾。

(i)始動時は、始動スイッチ ON で点火栓およびスタータを駆動させ、その後燃料遮断弁を開き着火させ、点火栓、スタータをOFFにして自立運転に入る。始動時には燃料の増量が必要となる。

(ii)定常走行では運転者の要求に応じて燃料流量、可変ノズル位置を最適に選び、予め設定したガスゼネレータタービンの回転数、タービン入口ガス温度のマップ上を作動させる。

(iii)急加速では可変ノズルを開らぎ、燃料の増量を図りガスゼネレータタービンの回転を速かに要求値まで上昇させ、可変ノズルを制御して要求車速に到達させる。

(iv)急減速時には可ノズルをブレーキとして作動させると同時に燃料流量を絞り、ガスゼネレータタービンの回転を速かに下げることが

必要である。

また、長い下り坂ではブレーキ力を増すための工夫が必要となる。

図16に急加減速時の特性例を示す。

以上に自動車用エンジンおよび制御システムとして具備すべき要件を述べたが、開発すべき具体的な技術課題を整理すると次のようになる。

- ①限られたスペースに搭載するためのパッケージング技術（吸排気系を含む）
- ②作動範囲の広いコンポーネント設計技術（特に圧縮機、タービン）。
- ③速い負荷変動に対応できる燃料制御技術（素人でも容易に取扱える電子制御システム）。
- ④車載にも耐えられる堅牢な構造設計。
- ⑤限られたスペース内での防音設計。
- ⑥素人でもメンテナンスフリーで使える高信頼性保証の技術（整備性もよいこと）。

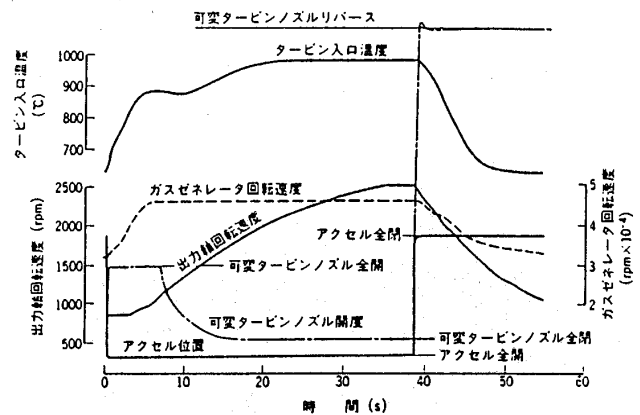


図16 走行時の急加減速特性

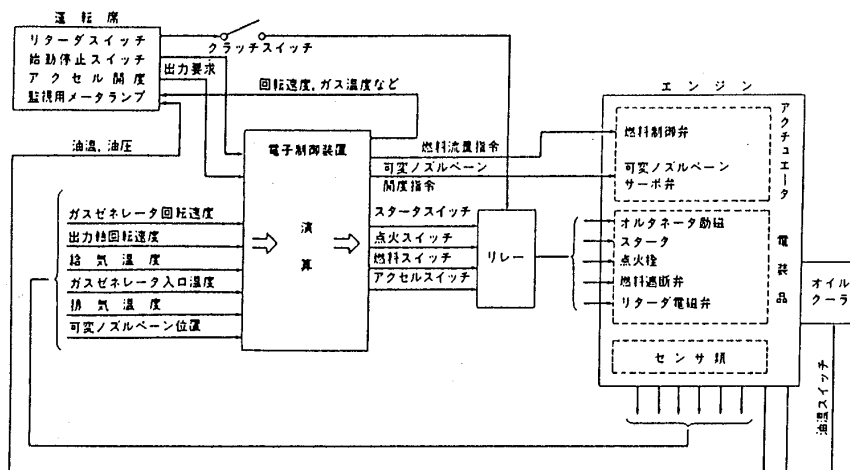


図15 制御系統図

7. 自動車用 CGT の開発に当り解決すべき技術課題

欧米では、1990年代の後半から2000年にかけてCGT車の出現が予想されている。CGTの開発には米国のATTAP計画のねらいとなっている高温に耐える信頼性の高い材料の開発が前提となる。また将来の燃料事情を予測すると、現状のように良質の燃料を確保できないことも考えられる。大気環境に対しても一段と厳しさが求められることも考えられる。そこで、ここではCGTの排出ガスとセラミック材料に限定して述べることにする。

(1) 排出ガス中のSO_xおよびNO_x

ディーゼルエンジンから排出される黒煙、NO_xおよび微粒子については、大気汚染の観点から注目され、燃料方式の改善をはじめ各種の防止対策など多方面からの技術開発努力が行われている。

CGTは本質的に低公害エンジンであるが、燃料の多様化対応の要求に応じて、イオウ分を多量に含んだ重質燃料を用いる場合等には、対策が必要となる。また、高効率化することでタービン入口ガス温度が高温化し、Thermal NO_xの発生や含窒素燃料の使用によりNO_xが発生することが考えられる(図17)。

SO_xについては、燃料中のイオウ分がSO_xと

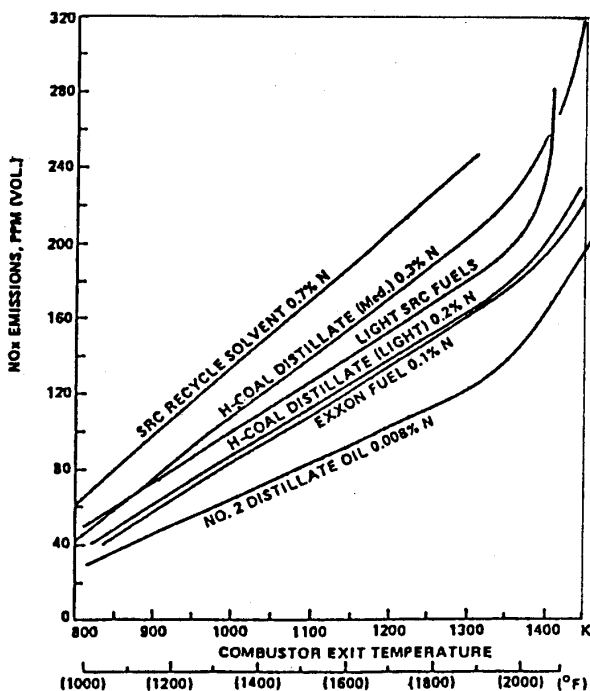


図17 燃料中窒素分と排出NO_x

なって排出ガス中に放出される。従って、燃料中に含まれるイオウ分の低減が必要となり、そのための技術開発が望まれる。またイオウ化合物によるセラミック材表面のアタックも考えられるので、その影響についても調査する必要がある。

Thermal NO_xについては、低NO_x燃焼のための手法として、予蒸発予混合方式、Rich-Lean二段燃焼方式、触媒燃焼方式などが研究されている。いずれも自動車用エンジンの性格に適したシステムの開発が望まれる。

(2) セラミック材の開発

セラミックスがエンジンの構造材として利用されるようになってまだ日は浅い。従って未知の分野も多く、設計、実験に必要な資料も乏しい。

セラミックスと金属とでは本質的な相違があることから、利用技術の点で解決すべき課題も多い。表8にその比較を示す¹⁶⁾。

セラミック材について現在の課題を順不同に列記すると次のようになる。

- ①同一のセラミック材料から作られた部品でも破壊強度のバラツキ巾が大きく、また破壊強度の下限值をつかむことも難かしい。
- ②セラミック部品の破壊起点の予測が難かしい。
- ③部品の寿命予測が難かしい。
- ④テストピースを用いた破壊強度の結果から、部品の強度を予測することは難かしい。また部品の形状も強度に影響するので、実体を用いた強度評価が不可欠となる。
- ⑤機械加工に時間とコストがかかる。また機械

表8 セラミックスと金属の比較

| セラミックス | 金属 |
|--|---|
| セラミックスはイオン結合または共有結合である。従って固体内の原子やイオンが動きにくいので、応力緩和しにくいことから硬く脆い。一般にセラミックスは | 金属は原子間の結合がいわゆる金属結合である。従って荷重が加わると転位にもとづき塑性変形を起し、応力緩和するので応力集中による破壊が起りにくい。一般に金属材料は |
| ①塑性が小さいので応力が部材中の欠陥に集中しやすく、急激な全体破壊につながる。 | ①荷重が加わると塑性により応力は分散する。 |
| ②部材の寸法が大きくなるほど欠陥の存在確率は高くなる。従って破壊強度も低下する。つまり欠陥の数により限界応力にバラツキが生ずる。 | ②欠陥部は荷重により変形し、応力は分散する。従って破壊しにくい。 |
| | ③部品の寸法が増すほど大きな荷重に耐える。 |

加工による表面の面粗度が強度に影響する。

また、利用技術の観点から現在の課題を整理すると次のことがいえる。

- ①セラミックスの特性を生かした設計手法および評価手法の確立。
- ②セラミック材および部品の各種試験方法の標準化ならびに短期評価試験法の開発。
- ③金属との接合技術の開発。
- ④製品検査技術の開発。
- ⑤セラミック材料特性に関する設計資料の蓄積。
セラミックスのCGTへの適用に当っては解決すべき課題が多く、材料メーカとエンジンメーカとの相互の協力関係が重要である。CGTの成功の鍵は、相互の協力関係をどのように発展させるかにあると伝える。

8. おわりに

現在わが国でもエンジンメーカ、セラミック素材メーカによるCGT部品の開発が行われている。CGT開発には材料技術、適用技術の分野で未知の課題が多く、多大の費用と長期にわたる開発努力が必要となる。特に自動車用CGTは材料、燃料、エレクトロニクス、エンジンなど広い産業分野の技術が求められており、相互の協力が成功への鍵となるように思われる。

このたびわが国でもCGT開発が国家プロジェクトとして取り上げられ、わが国の先進技術を結集し、官民あげて英知を出し合うプロジェクトがスタートすることになったことは大変嬉ばしい。

次世代型エンジンとして、理想的な資質をもつCGTの開発は、広くわが国の産業界に大きな効果をもたらすものと思われる。

このプロジェクトを通じて、欧米をはじめ諸外国との技術交流の機会も増え、従来はともすれば相手国からの一方通行と思われてきたこの分野の技術情報の流れも、ギブアンドテイクの理想的な姿となることが期待できる。

わが国がCGT開発を通じて諸外国との技術協力を一層緊密に進め、良きパートナーとしての義務と責任を果たすべきであると考え。

参考文献

- 1) 酒井逸朗：自動車用ガスタービン，日本ガスタービン学会，ガスタービンセミナー第16回資料集
- 2) 社団法人，日本機械工業連合会，社団法人，日本産業機械工業会編：セラミックガスタービンの将来性に関する調査報告書（昭和61年3月）
- 3) R. A. Harmon et al., Mechanical Engineering vol.106, No.5 (1984)
- 4) H. E. Helmes, et al., Ceramic Applications in Turbine Engines (CATE) Development Testing ; ASME Paper 85-GT-183
- 5) Gary Boyd, et al., A Technology Development Summary for the AGT 101 Advanced Gas Turbine Program
- 6) U. S. Department of Energy, Assisment Secretary for Conservation & Renewable Energy, Office of Transportation System, Heat Engine Propulsion Division ; Preprints of Automotive Technotogy Development Contractors Coordination Meeting, Oct 26~29 1987
- 7) U. S. DOE Ninth Annual Report to Congress on the Automotive Technotogy Development Program
- 8) 米国のAGT Project 調査1988 (未発表) JFCA
- 9) 伊藤高根：セラミックガスタービンの開発状況調査報告 (米国におけるAGTプロジェクトの現状) JFCA (未発表) 1988
- 10) T. ITOH, et al, ASME paper 79-GT-127.
- 11) 伊藤高根：最近の自動車用ガスタービンとターボチャージャに関するシンポジウム。前刷集自動車技術会 (昭和59年7月)
- 12) 岩井益美：自動車技術 vol.39-No.9. (1985年)
- 13) 岩井益美：FC Report Vol.2-No.10 (1984-10) 日本ファインセラミック協会
- 14) Saunders B. Kramer et al., The Advanced Turbine Technology Applications Program (ATTAP)
- 15) セラミックガスタービンの将来性に関する技術資料 (未発行) より，昭63年3月
- 16) 石渡正治，機械の研究 第39巻 第5号 (1987)

東京理科大学大学院 森岡 禎
東京理科大学工学部 本阿弥 真治

Abstract

The paper presents the fluid flow measurement in a two-dimensional dump diffuser to clarify the flow regimes in the region between a pre-diffuser and a flame tube. The pre-diffuser angle and dump gap are selected as the basic parameters in the test, where the dump gap is a distance between pre-diffuser outlet and flame tube head. Data of the wall static pressure and pressure loss were taken. Laser doppler velocimeter was used for the measurement of velocity components.

In conclusion, pre-diffuser geometry and the dump gap affect the overall performance. The pressure rise becomes small, in case of the small dump gap, since enough pressure recovery is not obtained in the pre-diffuser. This mechanism is caused by the shift of the jet downstream of the pre-diffuser and the entrainment in the re-circulating zone just upstream of the flame tube head.

1. 緒言

近年ガスタービンの高温化が進んでおり、タービンの寿命を維持するためには、燃焼器出口温度分布の制御が非常に重要である。最適な燃焼器出口温度分布を得るには、圧縮機からの高速空気を燃焼器ディフューザにおいて十分に減速させ、内側と外側の環状流路への空気流量配分を適切に行わなければならない。

図1に示すような従来型の滑らかに拡大するディフューザでは、入口温度分布の変化が空気流量配分に著しい影響を及ぼす。燃焼器ディフューザにプレディフューザおよび急拡大部を有し、燃

焼筒先端部を鈍頭化させたダンプディフューザは、空気流量配分の変化が小さい。しかし、急拡大領域ではく離を伴うため、圧力損失が高くなる可能性があり、流量配分性能に優れ、損失の低いディフューザ形状を決定しなければならない。

従来の研究⁽¹⁾⁻⁽⁷⁾では、プレディフューザ形状、入口流入諸条件を変化させた場合の性能評価は行われているが、ダンプディフューザの特徴である流量配分機構に関する研究は行われていない。本研究では、ダンプディフューザの流動機構を明らかにすることを目的とし、二次元モデルを用い、

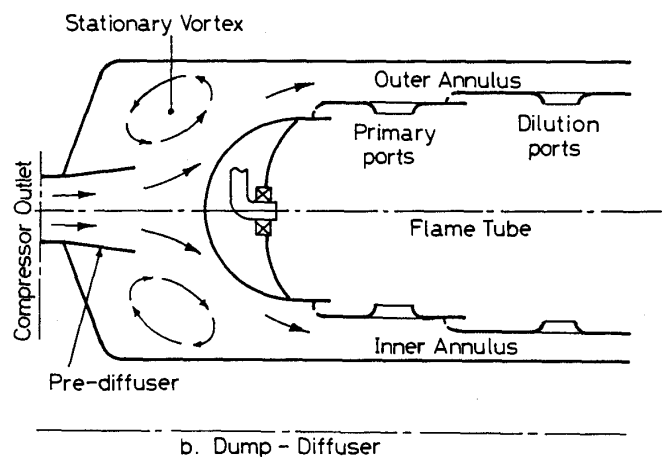
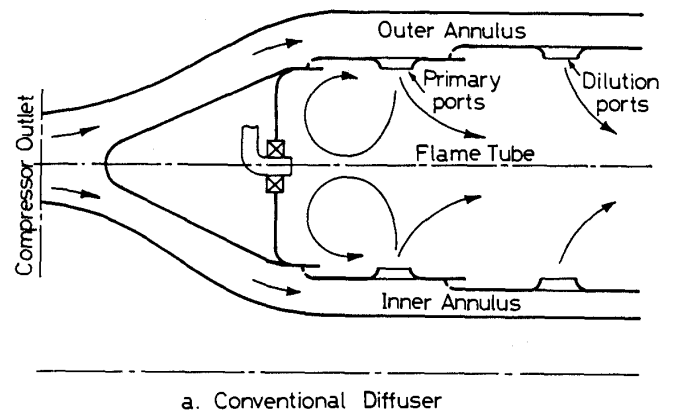


図1 従来型ディフューザおよびダンプディフューザ

(昭和63年3月28日原稿受付)

入口で一様流入させた場合と入口速度分布に歪みを与えた場合の流動機構について検討した。

2. 流路およびダンプディフューザモデル

実験装置は図2に示す回流型風洞である。空気は回流路内を流れ、収縮比15:1のノズルから、助走流路を経て、測定部に流入する。乱流境界層に安定に遷移させるため、ノズル出口両壁にφ0.5のトリッピングワイヤを取り付けた。図3に測定部概略を示す。二次元のダンプディフューザモデルで、アクリル製である。ディフューザ入口高さ h_1 、左右分流路高さ h_L 、 h_R はすべて20mmとした。よって、ディフューザの面積拡大比は2である。助走流路と分流路のアスペクト比は15である。燃焼筒モデルは先端部が半径50mmの半円形で、それに続く壁面は平行である。プレディフューザは拡がり角 $2\alpha=0^\circ, 10^\circ, 14^\circ$ の3種類を用い、長さ L はすべて20mmである。プレディフューザ出口から燃焼器先端部までの距離であるダンプギャップ D を可変とした。

プレディフューザ入口上流 $2h_1$ である①をダンプディフューザ入口、②をプレディフューザ出口、プレディフューザ入口から $20h_1$ 下流である③をダンプディフューザ出口とする。

座標系は、プレディフューザ入口を $X=0$ 、プレディフューザ高さ中央を $Y=0$ とし、下流方向に X 軸を、右側測定壁方向に Y 軸を設定した。

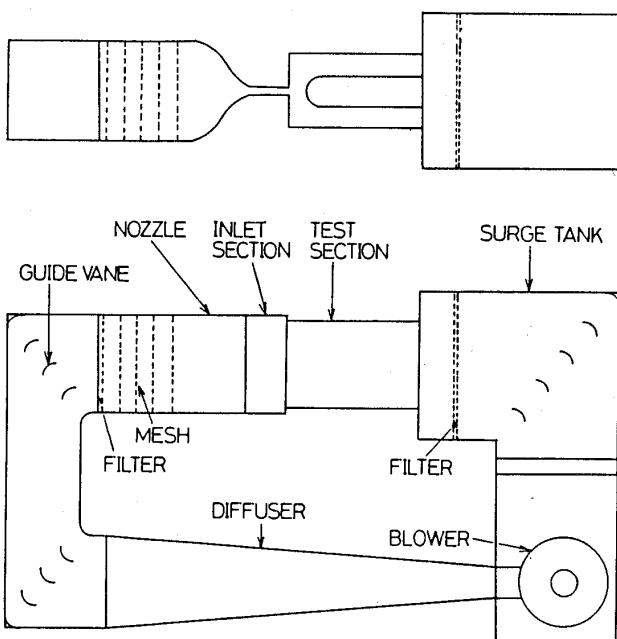


図2 回流路

入口①において、歪みを生じた速度分布を得るには、高さ $0.2h_1$ （長さ $15h_1$ 、幅 $0.4h_1$ ）のディストーションバーを、 $X=-11.5h_1$ にバーの前縁が位置するように Y が正側の壁面（右側壁面）に取り付ける。

3. 実験方法

実験はすべて、入口①の流路高さ中央における速度を 30m/s 、 h_1 を代表長さとしたレイノルズ数が 3.92×10^4 の条件のもとに実施した。流路スパン中央において、壁面静圧、全圧、熱線流速計により流速・乱流値、サーマルタフトプローブにより時間平均順流率、そしてレーザドップラ流速計(LDV)により X, Y 方向速度成分 u, v を測定した。

LDVは前方散乱型で、出力 15mW のHe-Neレーザを光源とし、図4に示すように、4枚のミラーを用い、 $X-Y$ 平面内で測定体積を移動させることができる。測定体積におけるトレーサの散乱光はミラーで反射され、フォトマルに送られる。トレーサにはサラダ油を用い、流路ノズル入口部に設置した噴霧器で噴霧した。フォトマルの出力電流は電圧に変換され、アンプで増幅された後、

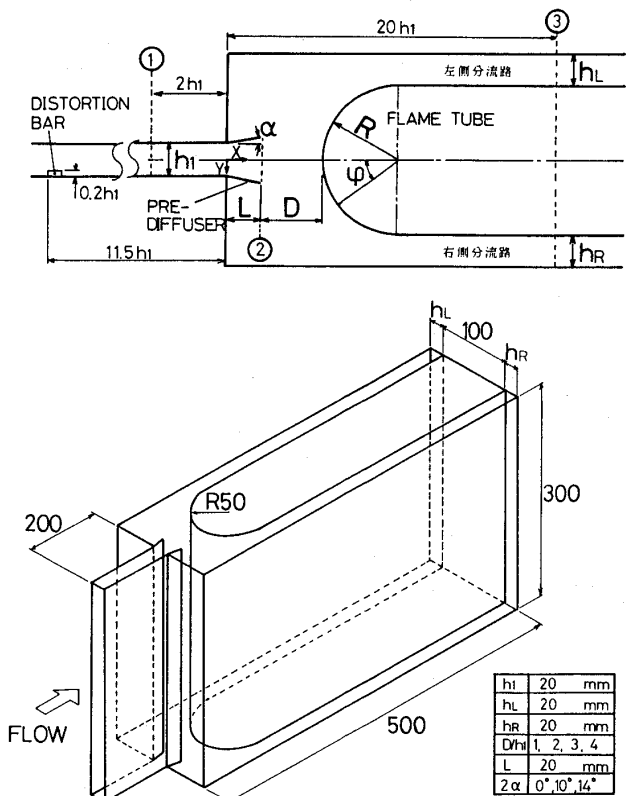


図3 ダンプディフューザ測定部

トラックタイプ信号処理器に送られる。トラックの速度信号出力電圧は12bit A/DコンバータでA/D変換し、マイクロコンピュータのメモリに取り込み、所定のサンプリング数(1024点)に達した後、フロッピディスクに格納する。ディスクに保存したデータは、マイクロコンピュータにより統計処理する。平均速度は算術平均により求めた。統計処理では、3σ法を用い不良データの除去を行った。

X-Y平面において、レーザ光面を±45°回転させ、それぞれの速度成分を測定することにより平均速度ベクトルを決定する。図5に示すように、回転面を回転角45°毎に(1), (2), (3)とし、流れのベクトルUに対し、それぞれの速度成分をU₁, U₂, U₃とすれば、速度成分u, vは、

$$u = (U_2 + U_3) / \sqrt{2}$$

$$v = (U_2 - U_3) / \sqrt{2}$$

となる。なお、これらの方法は前田ら⁽⁸⁾および、五味ら⁽⁹⁾の方法を参考にした。

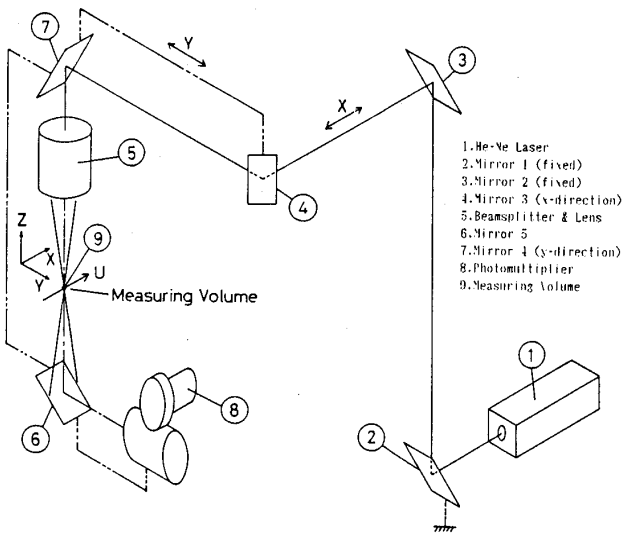


図4 LDV 光学配置

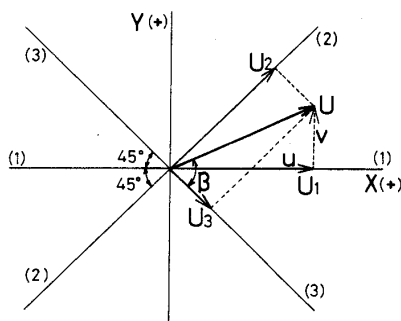


図5 レーザ光面と座標系の関係

4. 実験結果

4.1 一様流入のケース ①, ③において一様流れで、急拡大及び損失を無視した場合、Fishendenら⁽²⁾の示した理想静圧力回復係数C_p'は、二次元流路では既報⁽¹⁰⁾に示したように次式で与えられる。

$$C_{P1-3}' = 1 - (1 + S^3) / (1 + S)^3$$

ここで、Sは質量流量比(m_L/m_R)である。理想静圧力回復に及ぼすプレディフューザ、ダンプギャップの寄与は不明だが、流量比による寄与を予測することは可能で、S=1の場合に理想静圧力回復は最大を示す。したがって、本実験では一様流入の場合、流量比を1に設定した。

図6(a)にプレディフューザ拡がり角2αとダンプギャップDを変えた場合のディフューザ出口静圧力回復C_{pw1-3}を示す。図6(b)に流量平均圧力損失λ₁₋₃を示す。圧力損失の定義はFishendenら⁽²⁾の方法による。拡がり角が0°, 10°, 14°の順に圧力回復が高く、損失は小さい。またD/h₁=2付近で圧力回復は最大値を、損失は最小値を示す。

図7(a)にD/h₁=3に固定した場合の下流方向の測定壁面、図7(b)に燃焼筒先端部の静圧分布を

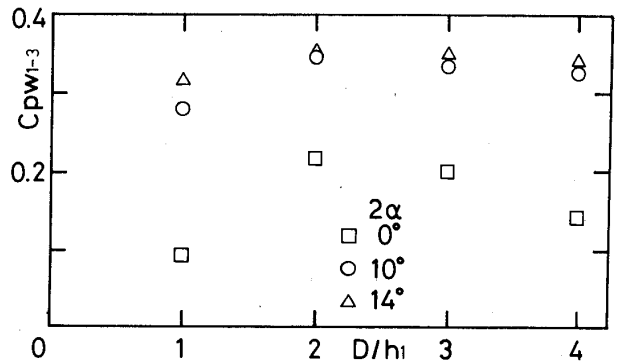


図6(a) ディフューザ出口静圧回復

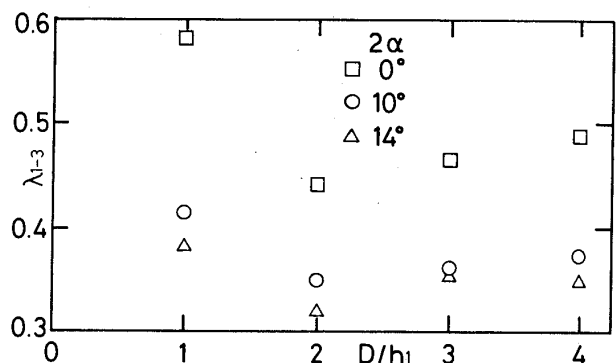


図6(b) ディフューザ出口圧力損失

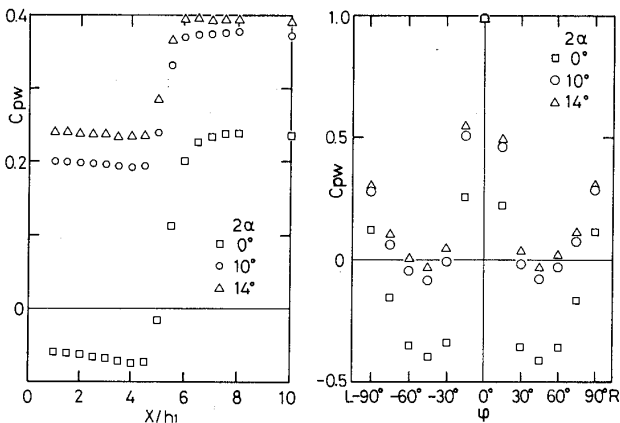
示す。プレディフューザ出口における圧力回復は、 0° 、 10° 、 14° の順に高くなるが、プレディフューザ出口②から③までの回復は、 14° 、 10° 、 0° の順に高くなる。①から③までの回復は、 0° 、 10° 、 14° の順に高くなり、プレディフューザ角度が全体性能を支配する因子の一つであることが判る。プレディフューザ下流の流れ（噴流）は燃焼筒先端部に沿って流れるが、 2α が 0° の場合は、 10° 、 14° の場合に比べ主流速度は大きく、この場合、速度が大きい程、流れは燃焼筒側へ引き寄せられる。よって、分流路流入後も壁面静圧力は回復し、 $2\alpha = 10^\circ$ 、 14° の場合に圧力回復がほぼ完了した $X/h_1 = 6$ 付近において、 0° の場合には圧力は未だ回復の途上にある。燃焼筒先端部における壁面静圧分布から、 2α が 14° 、 10° 、 0° の順に圧力の低下とその後の回復量が大きくなるため、この部分での加速・減速の割合が大きくなり、その結果、圧力損失を生じることが予想される。

圧力回復、圧力損失ともに $2\alpha = 14^\circ$ が一番良いが、プレディフューザにおけるはく離を考慮し、以後 $2\alpha = 10^\circ$ で測定を実施した。

図8(a)に $2\alpha = 10^\circ$ でダンプギャップDを変化させた場合の測定壁面、図8(b)に燃焼筒先端部の静圧分布を示す。プレディフューザ出口における静圧力回復はDが大きくなるとともに高くなり、プレディフューザ出口から③までの回復はこの順に低くなる。プレディフューザ出口位置の静圧は $D/h_1 = 1$ で特に低く、静圧が最小値を示す位置で図7の $2\alpha = 0^\circ$ の場合と同様に下向きにピークを持つ。また、燃焼筒先端部において静圧が低下

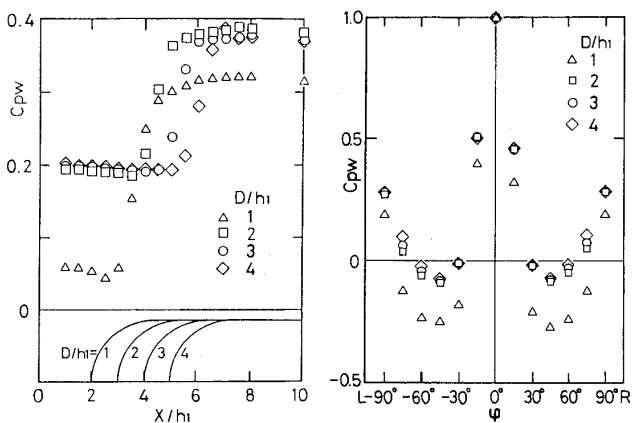
し、その後回復する量は特に大きく、燃焼筒先端部に沿う流れの静圧の変化が測定壁面に影響を及ぼすと考えられる。また $D/h_1 = 4$ では、 $X/h_1 = 7$ においてピークを持つ。よって、Dが大きくなると、圧力回復した流れが再付着後、分流路に流入するために加速し、圧力が低下すると考えられる。

図9(a)に $D/h_1 = 1$ 、図9(b)に $D/h_1 = 3$ におけるu、v速度分布を示す。u、v分布は左右対称のため片側の分布のみを示す。 $D/h_1 = 3$ におけるu分布を見ると、 $(X-L)/D = 0.67$ の位置から、噴流の速度分布の中央部が凹状になり、燃焼筒先端部の影響を受け減速を始める。vが最小を示す位置は常に $Y = 0$ の位置であり、X軸を境に、流れが左右分流路に分岐されていることが判る。一方、 $D/h_1 = 1$ の場合、プレディフューザ出口($(X-L)/D = 0$)において、u速度分布は既に凹状であり、プレディフューザ内部において既に燃焼筒先端部の影響が生じていることが考えられる。ダンプギャップDが小さいと燃焼器を小型化できるが、Dが小さ過ぎる場合、燃焼筒の影響によりプレディフューザにおける圧力回復が十分に行われず、損失を生じる。プレディフューザ内部でu速度分布が凹状になるため、境界層外縁の速度は流路高さ中央部の速度より大きくなり、はく離泡内の圧力が低下する原因の一つとなる。ダンププレディフューザの圧力回復の多くがプレディフューザで得られると考えられるため、プレディフューザにおいて圧力回復が十分に得られない場合、ダンププレディフューザの性能は低下す



(a) 測定壁面 (b) 燃焼筒先端部

図7 壁面静圧分布 ($D/h_1 = 3$)



(a) 測定壁面 (b) 燃焼筒先端部

図8 壁面静圧分布 ($2\alpha = 10^\circ$)

る。また、プレディフューザ出口((X-L)/D = 0)における速度成分 v は、 $D/h_1 = 3$ と比べかなり大きく、プレディフューザ出口の後縁で流れが強制的に曲げられることにより、損失が生じると考えられる。

図 10(a) に $2\alpha = 10^\circ$, $D/h_1 = 1$, 図 10(b) に $D/h_1 = 3$ におけるベクトル線図を示す。 $D/h_1 = 3$ の場合には、燃焼筒先端部に至るまで、流れは徐々に拡散され、燃焼筒先端部の壁面に沿って流れた後、分流路に流入する。しかし、 $D/h_1 = 1$ では、プレディフューザから出た流れは、直ちに燃焼筒壁面に沿って流れる。燃焼筒壁面から外縁までの流れの幅は、 $D/h_1 = 3$ に比べ狭く、燃焼筒壁面側に沿って流れていることが判る。

4.2 入口速度分布に歪みを与えたケース ($2\alpha = 10^\circ$, $D/h_1 = 3$)
 ディフューザ入口①における速度分布および Y 方向速度勾配を図 11 に示す。ディストーションバーにより、バーを設置

した側に速度欠損を生じ、せん断流となっている。図 12(a) に測定壁面, 図 12(b) に燃焼筒先端部の静圧分布を示す。はく離泡内の圧力は、右側測定壁の方が左側に比べ高い。これは、プレディフューザ下流ではバーを設置した右側の流れが遅く、圧力が高いためと考えられる。また、右側は左側よ

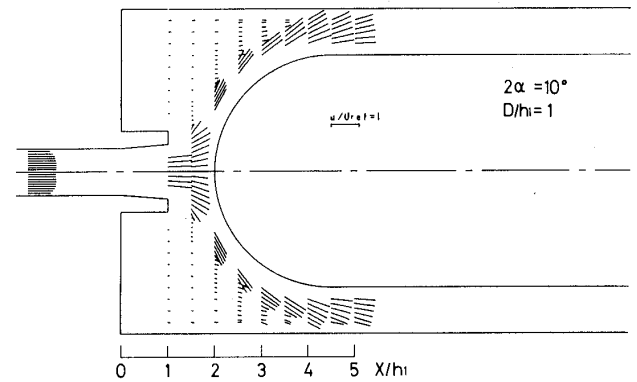


図 10(a) ベクトル線図 ($2\alpha = 10^\circ$, $D/h_1 = 1$)

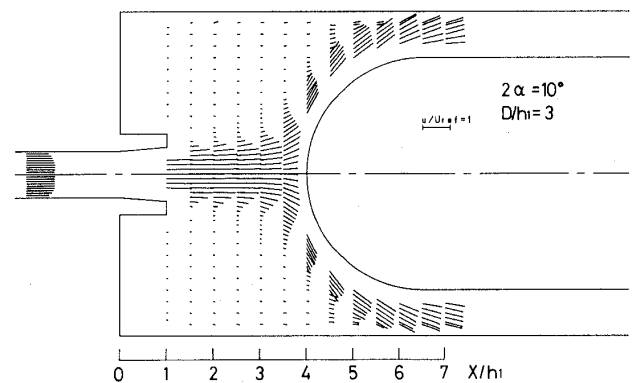


図 10(b) ベクトル線図 ($2\alpha = 10^\circ$, $D/h_1 = 3$)

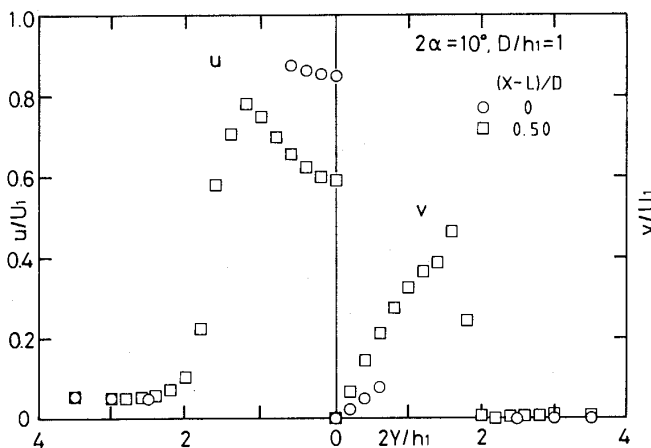


図 9(a) u, v 速度分布 ($2\alpha = 10^\circ$, $D/h_1 = 1$)

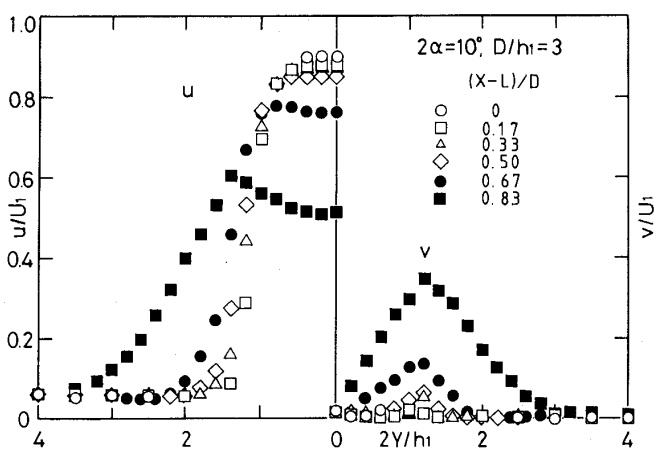


図 9(b) u, v 速度分布 ($2\alpha = 10^\circ$, $D/h_1 = 3$)

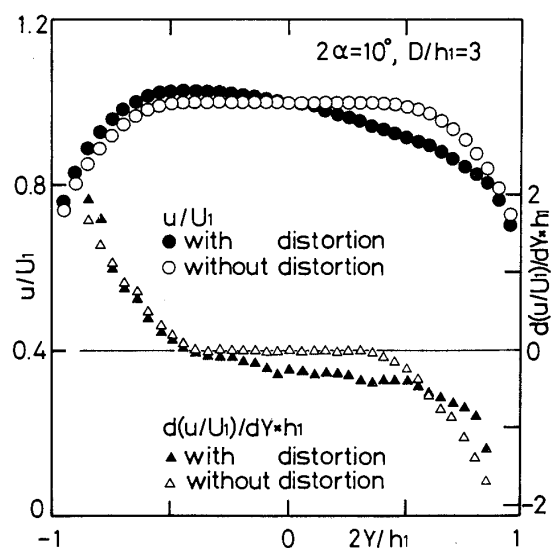


図 11 入口速度分布

り早く圧力回復し、大きなピークを持ち再び減少する。出口③における圧力は歪みの無い場合と比べ、 C_{PW} で約0.05低下する。燃焼筒壁面静圧において、先端部では圧力回復の最大値は、 $\phi = 0^\circ$ より左分流路側へ寄っており、よどみ点が $\phi = 0^\circ$ からはずれ、 ϕ の負の方向に位置することが判る。また、静圧の低下と上昇の割合は ϕ の負側が大きく、激しい加速と減速が生じていると考えられる。なお、よどみ点近傍において C_{PW} が1を超えているが、これは、基準静圧に壁面静圧を用いたためである。

図13に時間平均順流率分布を示す。測定点を補間して求めた $\gamma_p = 50\%$ の点(再付着点)は左側で $5.65 h_1$ 、右側で $5.20 h_1$ であり、右側の再付着距離は左側に比べ短く、右側の壁面静圧の回復が早くなる傾向と一致し、右側はく離泡が左側はく離泡より小さいことが判る。

図14に熱線流速計を用いて測定したプレディフューザ下流の乱流値分布を示す。バーによるは

く離の影響により、プレディフューザ出口において乱流値の上昇がみられる。また、バーを設置したYの正側(右側)のせん断層の乱流値が負側と比較して高い。

図15(a)にu速度分布を示す。歪みの無い場合と同様、 $(X-L)/D = 0.67$ の位置で噴流中央部

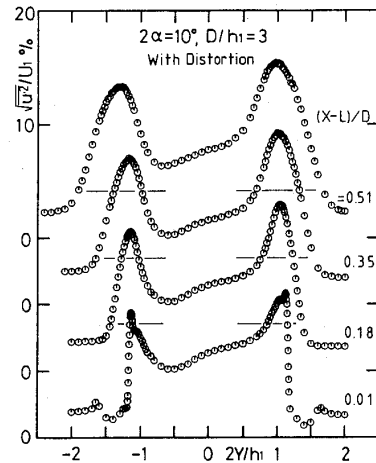
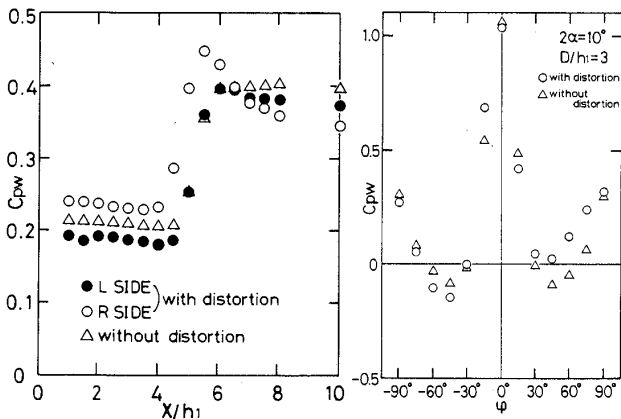


図14 乱流値分布の流れ方向変化



(a) 測定壁面 (b) 燃焼筒先端部

図12 壁面静圧分布

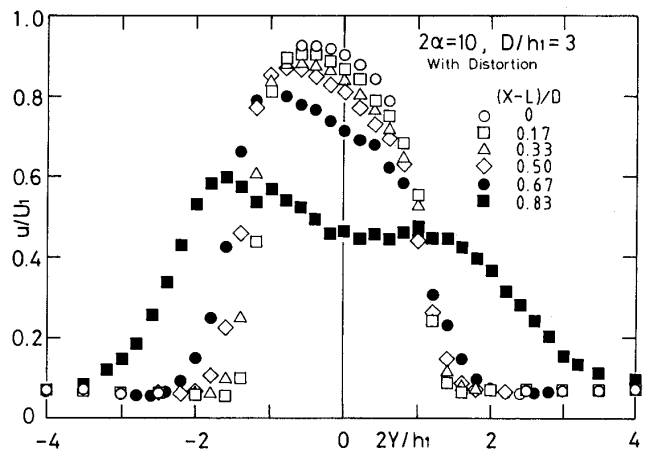


図15(a) u速度分布

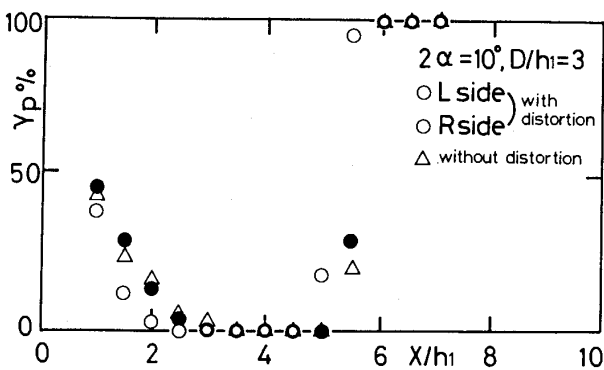


図13 順流率分布

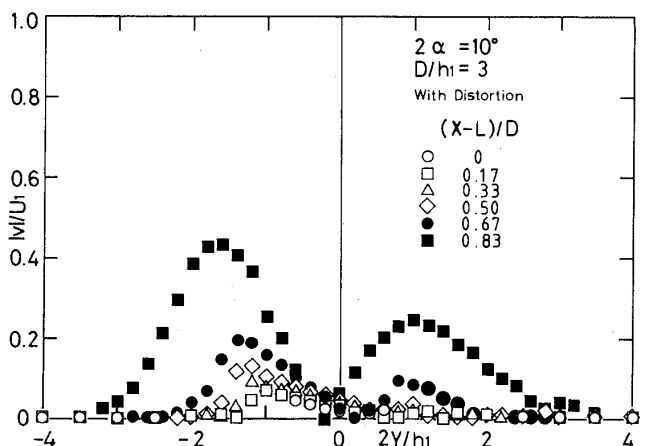


図15(b) v速度分布

の u 速度分布が凹状になる。図15(b)に v の絶対値である $|v|$ 速度分布を示す。 $v = 0$ を示す位置は $(X-L)/D = 0.67$ ($X/h_1 = 3$) までは Y の正側 ($2Y/h_1 = 0.2$) にあるが、 $(X-L)/D = 0.83$ ($X/h_1 = 3.5$) では、 Y の負側 ($2Y/h_1 = -0.2$) に移行する。

図16に流れのベクトル線図を示す。図中、図15(b)で求めた $v = 0$ の位置を一点鎖線で示し、燃焼筒の壁面静圧も併せて示す。燃焼筒壁面上で、よどみ点と $v = 0$ の位置が一致する。また、 $v = 0$ の位置が Y の負側に移行することにより、燃焼筒先端部近傍において、 X 軸より負側の流れの一部も Y の正側へ流れ込む。 Y の正側の流れの再付着距離が短いことを考慮すると、 Y の正側の流れは燃焼筒の手前から大きな曲率をもって右側分流路方向へ進むと考えられる。

図17にプレディフューザ下流の噴流において v が負である領域の流量を Q_L 、 v が正である領域の流量を Q_R とし、ディフューザ入口の流量 Q_1

で無次元化した下流方向変化を示す。なお、各位置の流量の積分範囲は、 $v = 0$ を示す位置から速度ベクトルの合成速度分布の速度勾配がせん断層外縁において零になる位置までとした。 $X/h_1 = 3$ の位置から Q_R は急激に上昇し、ダンプディフューザ出口③では流量配分比は1.2となり、ダンプディフューザが流入速度分布の変化の影響を受けにくいことが判る。入口速度分布に歪みのある場合と無い場合では、噴流の流量 $Q_L + Q_R$ は等しく、左右の連行量（はく離泡から噴流に連行される流量）の和も両ケースで等しいと考えられ、 $Q_L + Q_R - Q_1$ を左右はく離泡の逆流量の和であるとする、入口速度分布に歪みを生じた結果、左右はく離泡の形状が異なった場合にも、両はく離泡の循環流量の和は変化しない。よって、 Q_R が急激に上昇する理由として、 $(X-L)/D = 0.83$ ($X/h_1 = 3.5$) における $v = 0$ の位置が $2Y/h_1 = -0.2$ に移動することにより、燃焼筒直前の噴流において Y の負側への流れの一部が Y の正側へ移行されること、ならびに右側のせん断層の乱流値が大きいため、左側より右側の連行量が多いことが考えられる。はく離せん断層における乱流値が高い場合、運動量の輸送が促進されるため、連行量が増加すると考えられる。従って、ダンプディフューザの流量配分機構が、プレディフューザ下流の噴流の挙動により決定されると考えられる。

5. 結論

ダンプディフューザ型燃焼器内の流動機構について、以下のことが明らかになった。

1. プレディフューザ形状およびダンプギャップはダンプディフューザの性能を支配する。
2. ダンプギャップが小さ過ぎると、プレディフューザ内で十分な圧力回復が得られず、圧力回復の低下、損失の原因となる。
3. プレディフューザ入口で非一樣な流れを与えた場合、燃焼筒直前における噴流の移行と連行により、流量配分比は入口速度分布の変化による影響を受けにくい。

最後に、本実験装置の設計・製作と研究実施に多大な協力を頂いた本学卒研究生、矢沢成紀氏、久保田健一氏、松下昌弘氏に感謝の意を表す。

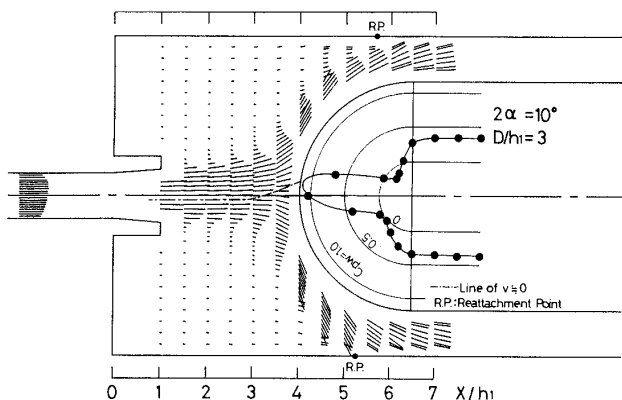


図16 ベクトル線図

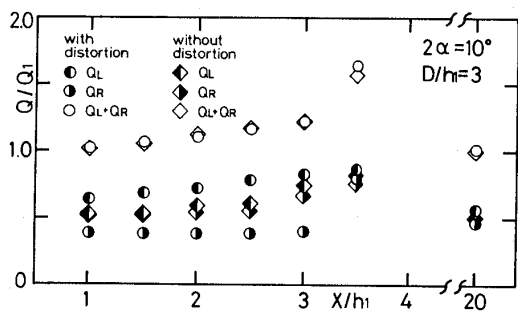


図17 噴流の流量の下流方向変化

参考文献

- (1) Biaglow, J. A., "Effect of Various Diffuser Designs of the Performance of an Experimental Turbojet Combustor Insensitive to Radial Distortion of Inlet Airflow", NASA TM X-2216, 1971.
- (2) Fishenden, C. R., et, "The Performance of Annular Combustor-Dump Diffusers", AIAA Paper 74-1097, 1974.
- (3) Stevens, S. J., et, "The Influence of Compressor Exit Conditions on the Performance of Combustor-Dump Diffuser", AIAA Paper 76-726, 1976.
- (4) Klein, A., et, "Experimental Investigation of the Performance of Short Annular Combustor-Dump Diffusers", 2nd International Symposium on Air Breathing Engines, England, 1974-3.
- (5) Klein, A., et, "The Effect of Blade-Wakes on the Performance of Short Dump-Diffuser Type Combustor Inlet", Trans. of ASME, J. Fluid Eng., 102, 1980-6, 236.
- (6) 佐藤, 他, "ダンプディフューザの研究(第一報:箱型モデルによるフローパターンおよび圧力測定実験)", 第12回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1984-6, 37.
- (7) 佐藤, 他, "ダンプディフューザの研究(第二報:二次元モデルによる数値解析と実験による比較)", ガスタービン秋季講演会講演論文集, 1985-11, 24.
- (8) 前田, 他, "レーザ流速計による混相流の分散相および連続相の速度測定", 機械学会論文集B編, 48-425, 1982-1, 88.
- (9) 五味, 他, "レーザー・ドプラー流速計データ処理方法の研究", 航技研報告, TR-521, 1978-1.
- (10) 森岡, 他, "ダンプディフューザの急拡大領域における流動機構", 第15回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1987-6, 39.

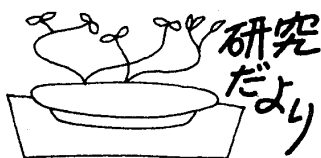
共催

○第4回液体の微粒化に関する国際会議

日時 昭和63年8月22日(月)～24日(水)

会場 仙台プラザ

詳細は、(社)燃料協会 (Tel 03-834-6456) へお問い合わせ下さい。



航空宇宙技術研究所における 航空エンジン研究部門の紹介

航空宇宙技術研究所 能 瀬 弘 幸
航空宇宙技術研究所 高 原 北 雄

1 まえがき

当所のガスタービンエンジン関連研究部門である原動機部と航空機公害研究グループの研究概要については、既に本誌NO.10(1975年9月号)とNO.30(1980年9月号)ならびにNO.31(1980年12月号)に紹介させていただいた。

本号では、本年4月に行われた当研究所の組織見直しに伴う改組と、最近の研究活動の概要について紹介させていただくこととしたい。

2 組織の変更

国立試験研究所の活性化と新しい社会情勢への対応という観点から、航空宇宙技術研究所では、一部の部および研究グループを除いてほぼ全面的な組織の見直しが行われ、昭和63年度予算案の成立した昭和63年4月8日付けで新組織が発足した。この中で、これまでの航空機公害研究グループは、エンジンに関する基礎的研究を担う部門として熱流体力学部という名のもとに新たに発足したほか、原動機部においても一部研究室の移動と室名の変更を行った。表1に、両部の新組織を示す。

3 研究概要

(イ)経常研究 両部の各研究室が主体となって、経常的試験研究費により数年の研究期間にわたって継続的に進める研究である。昭和63年度の主要な研究テーマは次のとおりである。

[原動機部関連]：高性能推進システムの調査研究、エンジン機装の研究、圧縮機性能に及ぼす諸因子(抽気、形状、非定常流れ等)の研究、流体機械空力要素(高負荷タービン翼列、遷超音速減速翼列、回転翼列等)の研究、燃焼器の性能向上に関する研究、タービン冷却に関する研究、高性能タービンに関する研究(翼列内部乱流現象、高

表1 原動機部および熱流体力学部組織

原動機部

原動機総括室
圧縮機研究室
タービン研究室
原動機空力研究室
燃焼器研究室(旧燃焼研究室)
原動機材料構造研究室(旧原動機構造研究室)
原動機制御研究室
原動機性能研究室

熱流体力学部(旧航空機公害研究グループ)

熱流体力学総括室(新設)
流体騒音研究室(新設)
反応流体研究室(新設)
数値熱流体研究室(新設)
伝熱研究室(旧原動機部熱伝達研究室)

速・高負荷化等)、高性能エンジン計測制御(多機能シミュレーション技術、翼端すきま制御等)の研究、原動機部材(セラミックス、複合材等)の強度に関する研究、ころがり軸受性能および寿命の研究

[熱流体力学部関連]：極超音速推進システムの環境への適合に関する研究、超高バイパス比ファンエンジンの低騒音化に関する研究、高速ターボ機械の非定常流れの研究、燃料の混合と反応に関する研究、STOL(短距離離着陸)機の騒音予測技術の研究、推進システム空力要素の数値実験とその利用技術の研究、エンジン要素内の三次元圧縮性・粘性流れの数値解析コードの開発、次世代革新航空・宇宙機の環境適合理化に関する研究、高温熱交換器・超高温タービン等高温部材の伝熱に

(昭和63年4月26日原稿受付)

関する研究

(ロ)特別研究「低騒音ファンジェットSTOL機の研究開発」 この研究開発プロジェクトは昭和52年度に開始し、航空宇宙技術研究所の中にSTOL推進本部を設置して所の最重要研究課題として強力に進められている。昭和60年10月28日に初のフライトに成功し、昭和62年12月には短距離離陸に、昭和63年3月には念願の短距離着陸に成功し、以来順調に飛行実験を重ねて研究成果を上げている。

開発した実験機「飛鳥」には、4台の国産ファンジェットエンジンFJR 710/600S(写真1)を搭載しているが、このエンジンは昭和46年度から昭和57年度にかけて、通産省工業技術院の大型工業技術研究開発制度(大プロ)の下で、航空宇宙技術研究所とジェットエンジン技術研究組合(石川島播磨重工KK, 川崎重工KK, 三菱重工KK)が中心となって研究開発したファンジェットエンジンFJR 710/600をベースに試作したものである。したがって、このエンジンの運用上の技術課題の解決や維持管理に当たっては、原動機部が責任をもって対応している。

(ハ)特別研究「超高バイパス比可変形状エンジンの研究開発」 次世代の亜音速大型航空機用エンジンの先行的研究として、超高バイパス比可変形状エンジンに関する概念検討、ダクテッド・ファン技術、コアエンジン要素技術、可変形状エンジン制御技術等の研究を進めている。写真2は、経常研究で進められている数値計算空気力学(CFD)の成果を取入れて製作したダクテッド・ファンのサブスケール試験模型である。

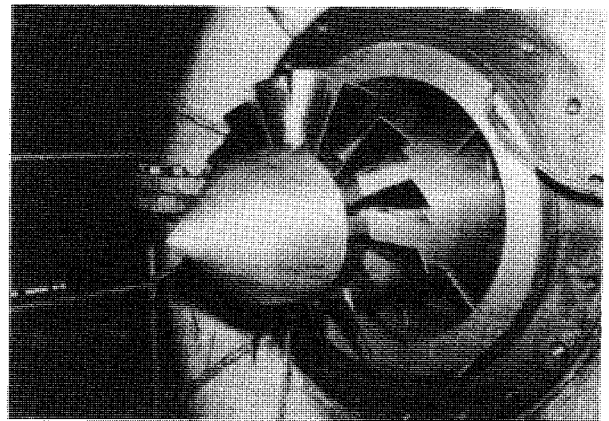


写真2 ダクテッド・ファン試験用サブスケール模型

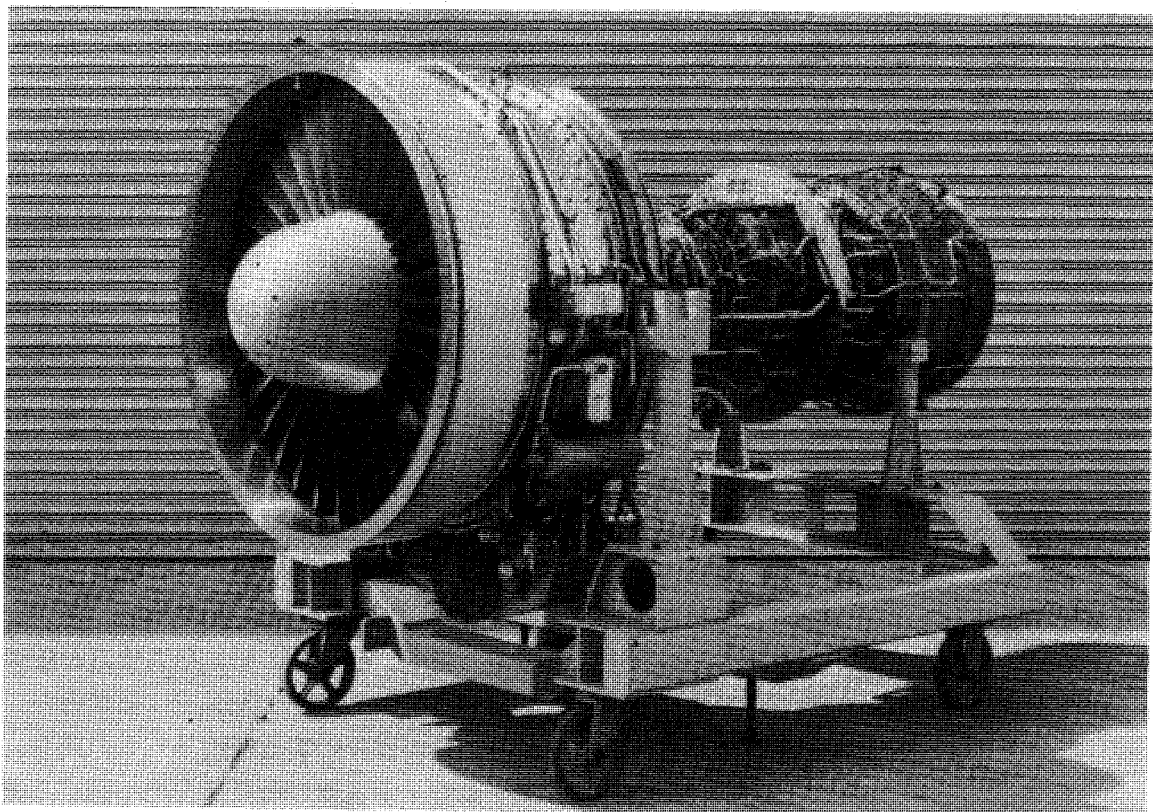


写真1 ターボファンエンジン FJR 710/600S

(二)特別研究「高速機用エアブリージングエンジンの研究」 SST/HST、宇宙往還機（スペースプレーン）等の高速機に用いられるエアブリージングエンジンの中、ターボ系エンジンについては要素研究ならびにシステム研究を、両部が中心となって進めている。ラム/スクラムジェットエンジン技術については当研究所角田支所が研究を進めているが、超音速燃焼技術の一部とターボ系エンジン用ラム燃焼技術については、本研究の中で両部が行っている。

これまでに種々の高速エンジンシステムの概念検討を行ってきたが、写真3に示すのは、検討結果をもとに製作したエアターボラムジェット（ATR）エンジン模型である。

(ホ)航空エンジン技術の他分野への適用研究 通産省工業技術院のムーンライト計画のうち、昭和62年度で終了した「高効率ガスタービンの研究開発」と「汎用スターリングエンジンの研究開発」に関しては、要素技術を中心に研究を進めたが、昭和63年度からは新たに「セラミックガスタービンの研究開発」プロジェクトの一環として、要素技術ならびにエンジンの高効率化の研究に着手し

た。

一方環境庁一括計上研究としては、航空機における空力干渉騒音の低減に関する研究とガスタービン用低公害触媒燃焼に関する研究を、昭和61年度から引き続き進めている。

(ハ)共同研究 前記(イ)、(二)の特別研究を中心に、民間企業や大学と両部との間で多くの共同研究を進めている他、官民特定共同研究の制度の下で、ブレードの空力性能評価技術の研究ならびに ATP（革新ターボプロップ）ブレードの設計技術に関する研究を進めている。

4 あとがき

航空宇宙関連分野における研究開発は、21世紀に向けて我が国が最も強力に推進すべき課題と考えられるが、中でも推進システムに関する研究開発の緊急性、重要性は極めて高いものがある。航空宇宙技術研究所原動機部と熱流体力学部では、ターボ系エンジン技術を中心に、民間企業、大学等の御協力を得ながら、今後も先行的研究活動を積極的に推進してゆく所存であり、皆様の御支援、御鞭撻を切にお願いする次第である。

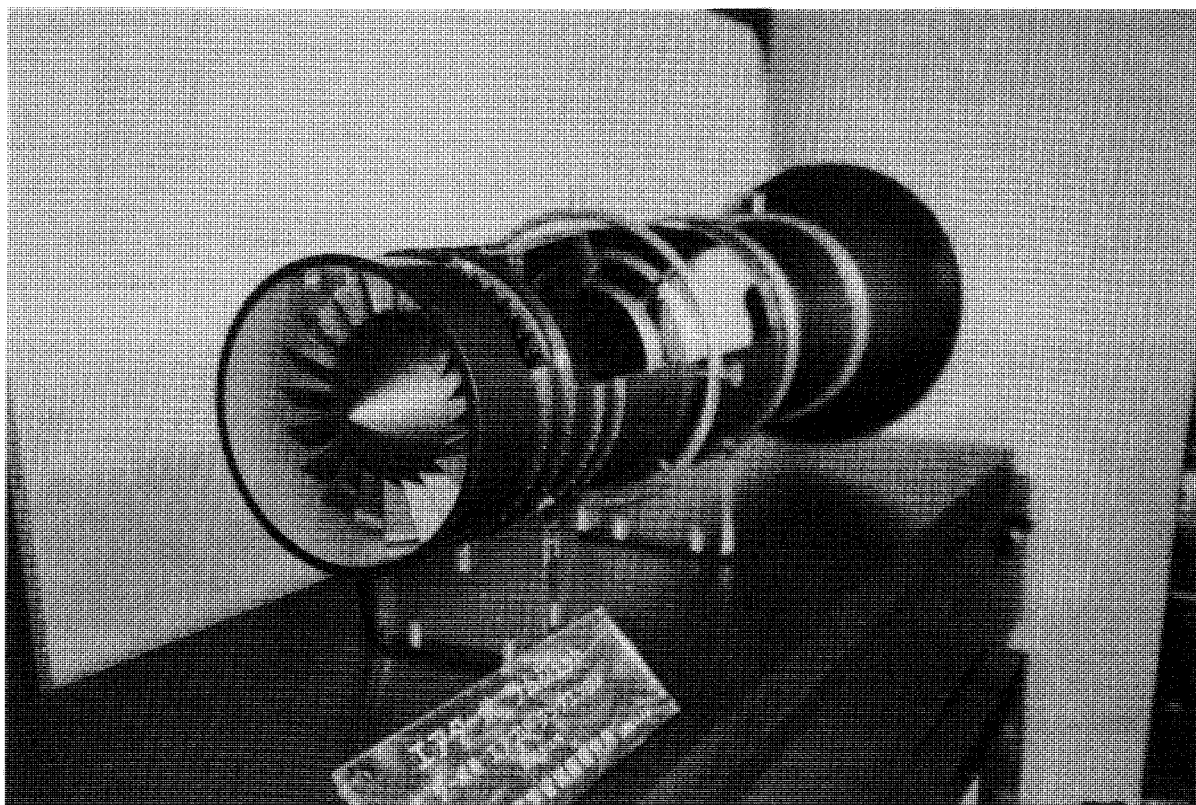


写真3 エアターボラムジェット（ATR）エンジン概念検討用模型

石川島播磨重工業(株) 航空宇宙史料館の紹介

石川島播磨重工業(株) 村 島 完 治

石川島播磨重工業(株)はジェットエンジン専門工場としての田無工場を開設して航空宇宙事業を始めてから満30年を記念し、これまでの活動の記録を集めて展示する史料館を昭和62年3月にオープンした。同館は田無工場の一隅、元の材料試験室の移転跡を改装して開設されたが、総面積500㎡、3ブロックに分かれた展示室と1つの研修室兼準備室とからなっている。

田無工場内の本館を出て数十歩、工場建屋の一部に「IHI Aerospace Museum」と書かれた緑色のドアがある。扉を押して中に入ると赤い絨毯の通路が館内へと導いてくれる。入ってまず正面広間に1台の古いジェットエンジンが置かれている。

これが第二次大戦末期に旧帝国海軍が開発した「ネ20」ターボジェットエンジンである。このエンジンは当時の石川島重工の協力により海軍が開発、「橘花」に搭載され試験飛行に成功している。しかし、その直後に終戦を迎え、占領軍により接收・廃棄されて一部がテスト用に米国に持出されていたものを、たまたまノースロップ工科大学を訪れた全日本空輸(株)の舟津専務により発見され永久貸与の形で日本に返還されたものである。当時海軍でこのエンジンの開発を担当した永野治氏がこの田無工場開設当時の初代工場長であった縁もあり、ここに保存されている。潜水艦で運ばれて来たドイツのBMW003の唯一の小さい断面写真

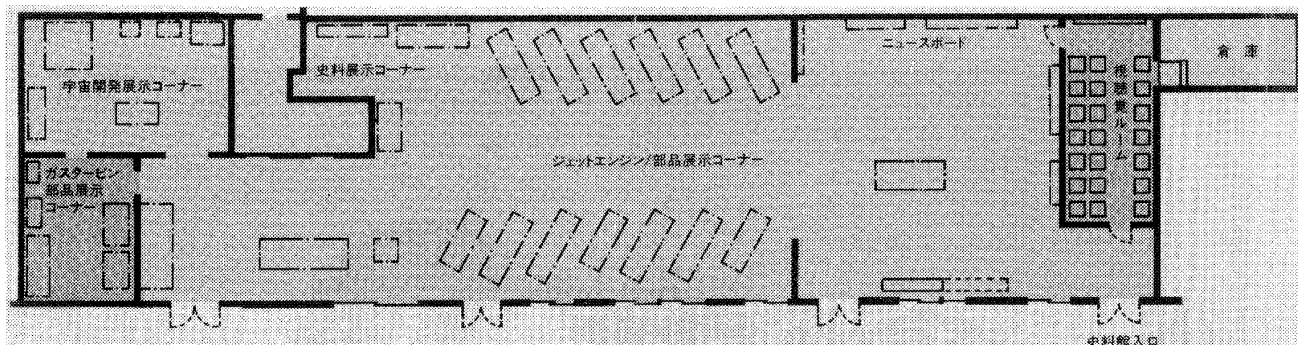


図1 “IHI Aerospace Museum”の配置図

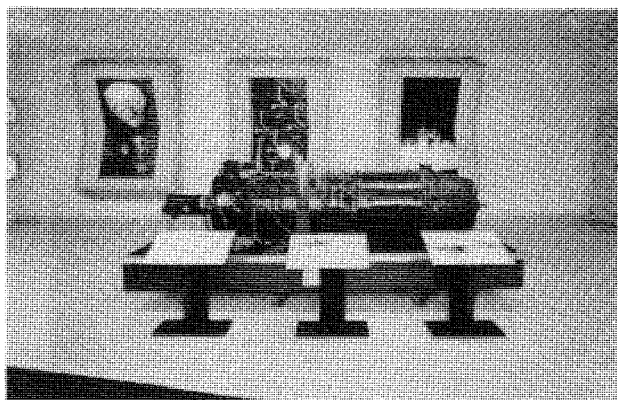


図2 日本最初のジェットエンジン「ネ20」

(昭和63年4月20日原稿受付)

を参考に設計されたと言われるこのエンジンは、軸流圧縮機を持つ一軸のターボジェットで、基本的には現代のターボジェットと変っていない。燃料ポンプにつけられた「入口」「出口」の漢字表示やエンジンフレーム鋳物の片仮名の刻印が当時を偲ばせる。

この「ネ 20」の展示室の壁に当社が手掛けたジェットエンジンの歴史の年表が掲げてあり、「ネ 20」に始まり戦後の F86 戦闘機用の J47 ターボジェットの部品生産、F-104/F-4 用の J79、T-2/F-1 用の TF40、F-15 用の F100 などのライセンス生産をはじめ、J3、XJ11、JR100、FJR710、F3 などの国内試作・開発エンジン、あるいは JT8D、RB211 をはじめとする民間航空用エンジンのオーバーホールなどの歴史が読取れる。

更に次のコーナーへ歩を進めると同社の各種ジェットエンジンの展示場となる。ここには前述の J47 ターボジェット、J79 アフターバーナ付ターボジェット、ヘリコプタ用 T58 ターボシャフト、PS-1 飛行艇や P-2J 哨戒機用の T64 ターボプロップの実物エンジンも陳列されている。

一方国内開発エンジンとしては、戦後の最初の国産開発 T-1 練習機用の J3 ターボジェットが並んでいる。更に高負荷・超軽量化を狙って通産省の補助金により試作試験を行なった XJ11 ターボジェットがあり、これは直接のアプリケーションは無く研究段階で終わったが、当社に於けるジェットエンジンの各要素研究開発の出発点となったものである。また航空宇宙技術研究所の VTOL 研究用に試作された JR100 リフトエンジンがあり、その相向かいには通産省の大型プロジェクトで研究開発された FJR710 高バイパスターボファンエンジンがある。これは現在航空宇宙技術研究所の STOL 実験機の「飛鳥」に搭載されて岐阜で飛行試験が続けられている。更に歩を進めると、防衛庁の新たに国産開発された中等練習機 T-4 用に開発された F3 ターボファンエンジンがある。これは 4 機の T-4 に搭載されて評価試験が行われて来ており、既に量産エンジンの出荷が 62 年度から始まっている。これらのエンジンは自社所有のものもあるが、防衛庁や航技研等のご好意で借用して展示させて頂いているものが多い。

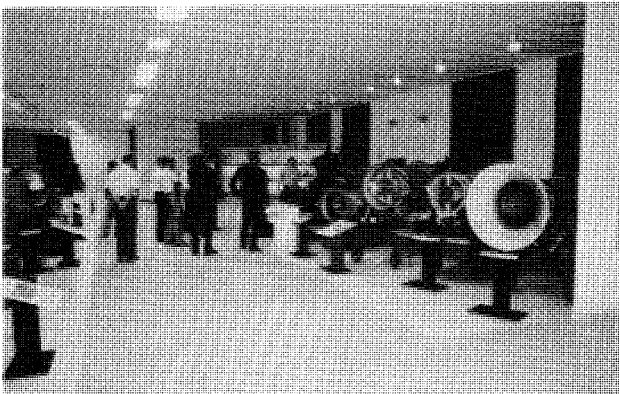


図 3 ジェットエンジン展示コーナー

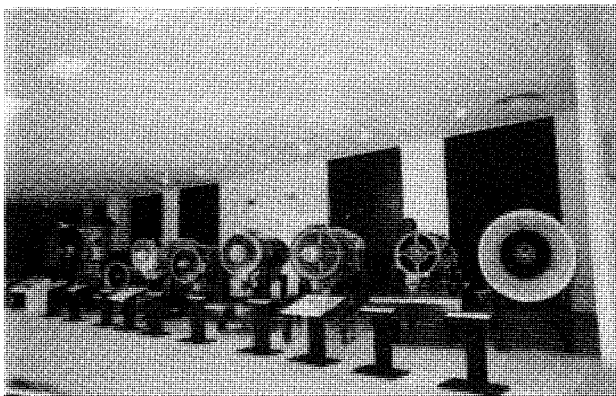


図 4 J3 と F3 ターボファンエンジン

図 5 FJR710 と RJ500 ターボファンエンジン

更に商用ターボファンエンジンの国際共同開発に日本として最初に乗出したエンジンであるRJ500の試作機も展示されている。これは当社のほか川崎重工、三菱重工の日本三社が英国RR社との共同開発により試作したもので、その後米国のPWA社、西独のMTU社、イタリアのFIAT社も参加して五か国の共同開発エンジンV2500へと発展している。

奥の部屋へ進むと、そこには航空エンジンの転用型の陸船用ガスタービンの実機や模型がある。J79から転用したIM1500発電装置、CF6をベースとした単純オープンサイクルガスタービンとしては世界で最高の熱効率を誇るIM5000ガスタービンあるいは艦艇用のLM2500ガスタービン、T-58ターボシャフトを利用したIM100ガスタービン搭載移動電源車など、国内国外にて活躍中のものの実機や模型が展示されている。また、これらのガスタービンを使用したコージェネレーションプラントや発電バージの模型もあって興味深い。

更に別室には宇宙空間を連想させるような間接

照明の下、当社の宇宙機器類の実機や模型も展示されている。宇宙材料実験ロケットTT-500A、H-1ロケット推進用液酸液水式LE5エンジンのターボポンプの実物、あるいは無人宇宙実験機（フリーフライヤ）や宇宙ステーションの模型などそれまでのジェットエンジン本体を中心とするシンプルな構成と異った世界を感じさせ、人類の夢をささやかながらしのぼせるコーナーとなっている。

この史料館には当社が手掛けて来た部品・機器類、更に歴史的な資料も保管・展示されており、今後エンジンの他にコントロール機器類、技術資料などの収集・展示も行ってゆく方針である。このように我国のジェットエンジンを主体とする貴重な資料が集っているが、目下のところ社内の教育・研修用を主目的とし、また工場構内にあることもあって一般公開していない。しかし社外の公共的展示会などへ収集品を貸出すことは積極的に行う方針としているので個々のエンジンについては目に触れる機会もあると思われる。

(以上)

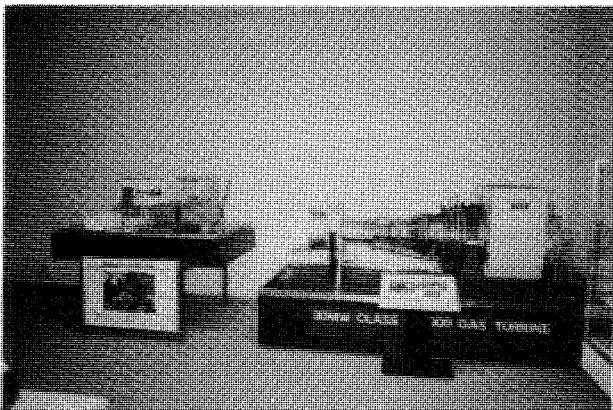


図6 陸船ガスタービン展示コーナー

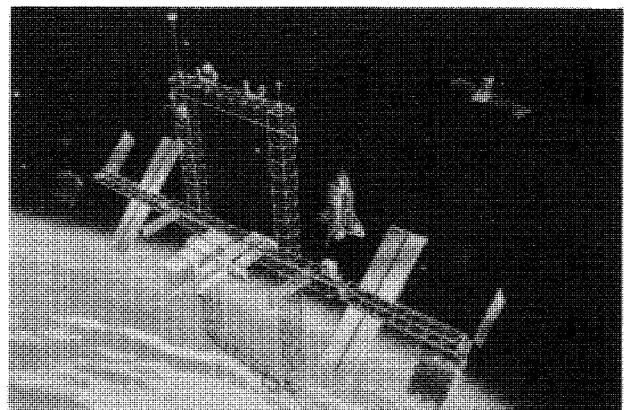


図7 宇宙開発展示コーナー

ガスタービン燃焼器に関する諸問題と その対策のための事例（その1）

第11期調査研究委員会

はじめに

ガスタービンの主要な構成要素のうちで、設計、開発の際に与えられたスペックに対して解析的には解が一義的に決まらないという意味で、一番自由度が残されているのが燃焼器であると言えるのではないだろうか。それは、燃焼器の中は、物理過程と化学反応過程が同時に進行し、互に影響を及ぼし合う複雑な場であるために、理論的にそれを解析する事がほとんど不可能であることによる。従って、新しく燃焼器を開発する際には、試行錯誤を繰り返す、また、過去の経験に基づくデータを参考にすることが多い。勿論それらのデータの蓄積と、基礎研究の成果によって現在においては燃焼器の設計がかなり合理的なものとなっていることも事実である。

ガスタービンを設計、開発する側にとっても、使用する側にとっても、大きな関心事がその熱効率の向上と排気の清浄化である。産業用のガスタービンの排気については、従来は大型のものにはボイラと同等の規制が適用されており、ガスタービン関係者にとっては厳しい環境にあったが、本誌3月号（GTSJ 15-60, 1988, p. 98）に紹介されているように、2月には新設の固定型ガスタービン（非常用を除く）を対象とした新しい排気規制が適用された。一方、従来規制がなかった小形の産業用ガスタービンには、新たに規制が適用されるようになった。このように特定の排気規制が出来ること自体は、それだけガスタービンが世に認められた証拠とも言えるが、これらの規制値をリミットと考えて各地方自治体がさらに厳

しい規制を課す可能性がある。航空用のガスタービンについては米国環境保護庁（EPA）、国際民間航空機構（ICAO）によって排気の規制値が示されており、それらに沿って生産、開発が行われているが、航空用としての様々な厳しい要求条件を満たすための開発が続けられている。開発の途上にある自動車用ガスタービンには、従来型エンジンに対して定められた周知の通りの厳しい排気規制があり、社会生活の一要素となっている自動車の役割を考え、完成度の高い従来型エンジンに対抗することは容易ではない。

先に述べたように、排気浄化による自然環境の保護とともに、エネルギー資源の節約（実際には運転経費の節減）の観点から、高い熱効率実現のための努力を怠ることは出来ない。そのためには燃焼器の入口空気圧力、入口空気温度の上昇や、出口ガス温度の上昇（サイクル最高温度の上昇）の要求に応える必要があり、部分負荷時の効率改善にも努めなければならない。燃焼器の設計、開発に携わる技術者は、それらの諸要求条件の変化に伴う種々の問題の解決を図るとともに、一方では厳しい排気規制に耐えられる燃焼器の開発をめざして今後も一層の努力を重ねる必要がある。

このような燃焼器の置かれている環境とその性格から、ガスタービンの使用目的や出力の大きさ等の要求に応じてそれぞれの設計思想、経験に基づく多様な構造、形状の燃焼器の設計が試みられ、製作、使用されている。しかし、燃焼器の設計、開発の段階において何の問題もなく、最終的なゴールに到達した例はおそらく皆無であろう。種々の新しい要求条件をターゲットとして行われる開発の過程では、直面した様々な問題に対して

（昭和63年5月10日原稿受付）

それぞれに対策が立てられ、解決が図られながら処理されている。勿論それは技術者が常に泥縄的なやり方で燃焼器の開発を進めているということではなく、将来を見越しての技術開発も常に行なわれており、その努力があるからこそ目の前の要求に応えることも出来るのである。燃焼器の開発に当って直面する個々の問題に対する解決手法は、その後の設計、開発には貴重なデータとして生かされているであろうが、それらのプロセスの詳細は、公表されることが少なく、他の企業で新たに行われる燃焼器の設計、開発の際に同じ轍を踏むケースが少なくないのではなからうか。

このような観点から、多くのガスタービン、特に燃焼器の設計、開発に携わる技術者が、どのようなガスタービンを指向し、そのためにどのような燃焼器を開発しようとしているか、また現在までの開発の過程でどのような問題を抱え、どう解決を図り、あるいは図ろうとしているかを調査し、その調査結果をガスタービンに何等かの形で関係される会員諸兄に公表し、燃焼器の設計、開発に関して理解を深めていただく事も意味のある事と考え、本調査研究委員会が発足したのが昭和61年の秋であった。

実際の調査研究活動には、各ガスタービンメーカーや研究機関の燃焼器を専門とする方、あるいは燃焼器に造詣の深い方にあたって頂き、昭和63年3月まで委員会活動が続けられた。その間、委員諸氏には、忙しい仕事の合間を割いてそれぞれの立場で広く調査活動と、データおよび文献の収集をして頂き、ここに委員会としてガスタービンの動向、その燃焼器が抱えている問題点、あるいは種々の問題について取られた対策等についての調査結果を纏めることができた。なるべく多くの学会会員にガスタービン燃焼器に関する理解を深めていただきたいという委員諸氏の意向については、幸い編集委員会のご理解を頂き、学会誌の貴重なページを提供して頂くことができたので、ここに誌上をお借りして調査研究委員会の成果を報告する次第である。

本調査研究委員会の報告は、3部よりなり、本誌の「ガスタービンの動向」では産業用、航空用、船用、および自動車用のガスタービンと、その燃焼器の最近の動向と、将来に向けての開発の

傾向について述べる。続いて、9月号には「燃焼器開発の際の問題に対する対策とその事例」と題して、最近のガスタービンに対する低公害、高効率化の要求に対してどのような問題点が生じ、それに対して如何なる方策がとられているかについてなるべく具体的に述べる。12月号においては「燃焼器の設計・開発および性能評価の際の問題点」と題して、燃料の供給法、流れのパターンあるいは各種の作動パラメータの燃焼器性能に及ぼす影響、模型試験、シミュレーションおよび性能評価のための測定法等について述べる予定である。内容は極力具体的かつ平易に記述するように努め、またできる限り最新の情報を盛り込むことを考えた。しかし、内容によって企業秘密の壁や、防衛上の観点から立入った調査や、データの公表ができず、内容が不十分にならざるを得なかった部分もあった。この点については会員諸兄のご理解を頂きたい。

(川口 修)

第11期調査研究委員会

- 委員長 川口 修 (慶応大学)
 委員 石橋 洋二 (日立製作所)
 熊倉 孝尚 (船舶技研)
 佐々木正史 (日産自動車)
 佐藤 幸徳 (石川島播磨重工)
 田丸 卓 (航技研)
 堀 守雄 (拓殖大学)
 森 建二 (川崎重工業)

I. 最近の各種ガスタービンの動向

I.1. 産業用ガスタービン

I.1.1 最近の動向

ガスタービンは高効率、高比出力化を達成するためにタービン入口温度の高温化が図られて来ており、その様子は概ね図1.1の如くである。

大型産業用ガスタービンにおいては、前世代のタービン入口温度1000℃級ガスタービンに代って1100℃級ガスタービンの技術が確立し、市場の主流となっている¹⁾。更に、1200～1300℃級の高温ガスタービンの開発が進められており、既に実用化されたものもある^{2), 3)}。また、ガスタービンの単機出力は大容量化の方向にあり、発電用としては70年代後半から80年代初めに単機容量

100MW 以上のものが実用化されており^{4,5,6)}、近年は 140MW も出現し⁷⁾、新たな大容量化の時代に入ったと言える。一方、ガスタービンと蒸気タービンを組合せた高効率複合発電プラントが本格的な稼働期に入り^{8),9)}、ベース負荷運転の比重が益々大きくなる傾向にある。本プラントは将来高温ガスタービンと組合せることにより一層の高効率化が期待されるとともに、石炭液化・ガス化燃料等への使用燃料拡大のための技術開発の推進へとつながっている¹⁰⁾。

一方、小型産業用ガスタービンにおいては、近年、非常用発電装置としての用途が確立しつつあり、燃焼器については極寒条件を含めた着火信頼性の向上技術などに関心が払われてきた^{11),12)}。

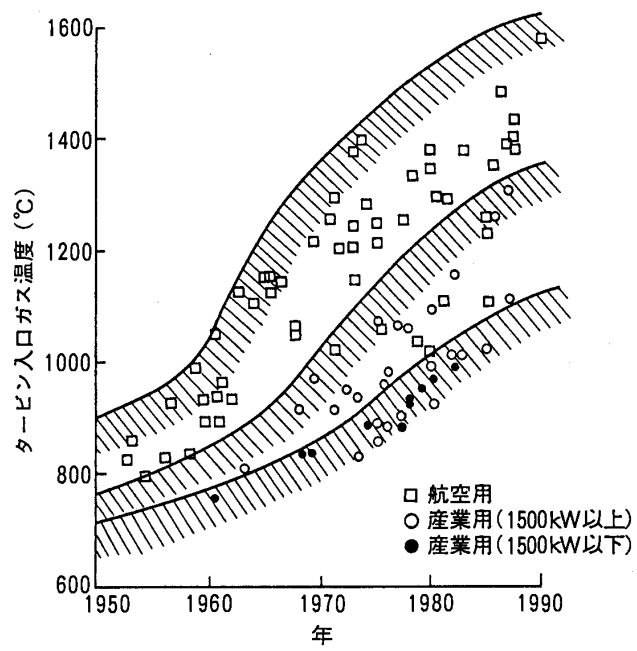


図 1.1 タービン入口ガス温度高温化の傾向

今後はコージェネレーション等への適用を中心として常用装置としての用途が増加する傾向があり¹³⁾、大型ガスタービンと同様に熱効率向上のための高温化、排気の清浄化などに関連した技術開発に関心が集まってきている。例えば、高効率コージェネレーションシステムを指向した ACT 90 ガスタービンでは、出力 500KW 級でタービン入口温度 1200℃~1300℃、NO_x レベル 40 ppm (O₂ = 16%) を目標としている¹⁴⁾。外国では、2 段の高速回転遠心圧縮機で圧力比 20:1 を得て熱効率 30~35% (LHV) を目指した図 1.2 のようなユニークなコンパクトガスタービンの開発が進められている¹⁵⁾。さらに、タービン入口温度 1300℃ を超える小型セラミックガスタービンの開発も進められようとしている。また、図 1.3 に示すように排ガスボイラからの過熱水蒸気を大量に燃焼器に吹き込む二流体サイクルガスタービンがフレキシビリティのあるガスタービンとして注目されている¹⁶⁾。

産業用ガスタービン (含む船用) の用途及び使用燃料別生産台数の統計を表 1.1 に示す¹⁷⁾。用途別割合は 1948 年から 1985 年までの統計と 1979 年から 1983 年までの近年 5 年間の対比を示してある。また燃料別割合は 1979 年から 1983 年までのデータである。まず用途別生産実績での近年 5 年間の特徴は、それ以前と比べて、小型機では非常用発電用 (EM) が急増したこと、また一部はベースロード発電用 (BL) にも使われだしたこと、逆にジェット起動用 (JS) が非常に少なくなったことなどがある。中型機では、非常用発電用 (EM) がやはり増加している。大型機では、

DURA ENGINE FLOWPATH

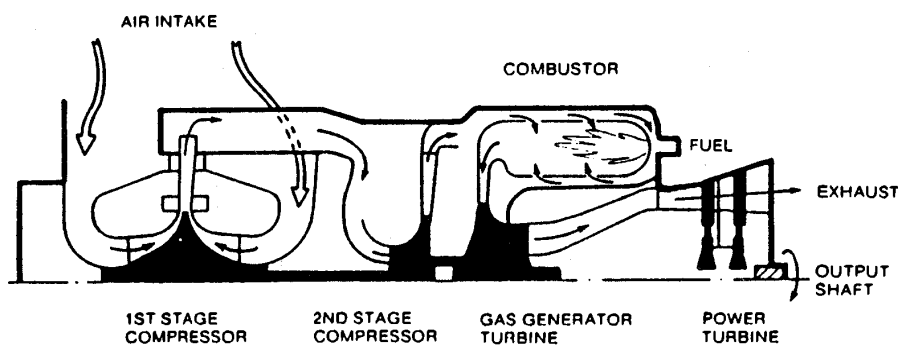


図 1.2 コンパクトガスタービンの例

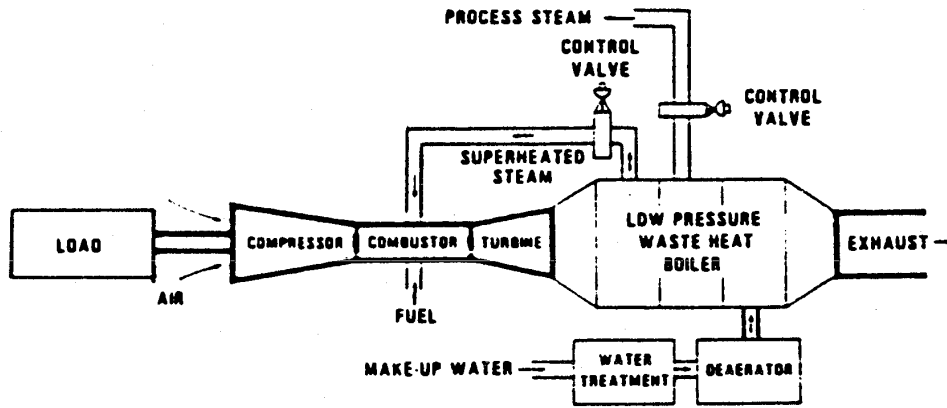


図 1.3 二流体サイクルガスタービン

表 1.1 産業用ガスタービンの用途，燃料別生産台数（含船用）

| 機種 | 用途別割合 | 燃料別割合 |
|-------------------------|--|------------------------------|
| 小型機 (0~999PS) | <p>1979~1983 (Total 682) 1945~1983 (Total 1,029)</p> | <p>1979~1983 (Total 682)</p> |
| 中型機 (1,000~29,999PS) | <p>1979~1983 (Total 330) 1945~1983 (Total 640)</p> | <p>1979~1983 (Total 330)</p> |
| 大型機 (30,000PS ~) | <p>1979~1983 (Total 82) 1948~1983 (Total 288)</p> | <p>1979~1983 (Total 82)</p> |

注) BL : ベースロード発電用
 PL : ピークロード発電用
 EM : 非常用発電用
 MM : 艦艇用
 JS : ジェット起動用
 HC : 空気クッション艇用
 P : パイプライン用
 ED : 教育用
 XP : 実験用

T : 灯油
 K : 軽油
 H1 : 重油1種 G
 HK : 重質軽油
 LN : ナフサ
 GNG : 天然ガス
 LNG : 液化天然ガス
 GMG : 炭鉱ガス
 GTW : 都市ガス
 GRF : プロセスガス
 GCG : 石炭ガス化ガス
 GBF : 高炉ガス

ベースロード発電用 (BL) の使用比率が伸びてきている。

一方、燃料の傾向としては、液体燃料の方が割合が高く、台数で 91%，出力で 56% を占める。小型機では液体燃料がほとんどであるが、ジェット燃料 4 号 (ATG4) が大幅に減って重油 1 種 (H1) が増えている。これは、ジェット起動用がなくなって非常用発電用が増えたためである。また、小形機にも天然ガス (GNG) の使用が出はじめた。

大型機では、軽・灯油 (K, T) の液体燃料と天然ガス (GNG, LNG) の気体燃料とでほぼ半分ずつに分かれ、近年は気体燃料が増加してきているため、最近 5 年間では気体燃料の方が台数で 52%，出力で 57% となっている。

新しい燃料として、インドのパイロットプラントによる石炭ガス化ガス (GCG) を使用する中形機が出現したが、画期的なことといえる。

1.1.2 燃焼器開発の方向

上述のような産業用ガスタービンの最近の動向に対応して、燃焼器の主な開発動向は以下の如きである。

(a) 高温高压化

ガスタービンの高温高压化により、燃焼器圧力が 5.5MPa, 燃焼器出口ガス温度が 1300℃ レベルのものが試みられた例もある¹⁸⁾。このような燃焼器の高温高压化に伴ない、燃焼器はより苛酷な条件にさらされるため高性能冷却壁構造等の開発が進められている。

図 1.4 は、各種の冷却構造の性能¹⁹⁾を示したものであるが、産業用ガスタービン燃焼器においても、従来のフィルム冷却構造から高性能複合構造が採用される傾向にある²⁾。複合冷却では、インピンジ冷却等の冷却強化を行なっているため、高温高压化による火炎ふく射の増加にも対処できる冷却効果が得られる。また、航空機用燃焼器と同様に燃焼器長さを短縮し、被冷却面積の縮少を図る傾向も見受けられる³⁾。

(b) クリーン燃焼化

発電用ガスタービンでは従来から発電用ボイラ並みの NO_x 値 (15% 酸素濃度基準で 10~15 ppm 程度)^{例えは 20)} が要求されていたが、熱併給型ガスタービン等の普及に伴ない一般産業用ガス

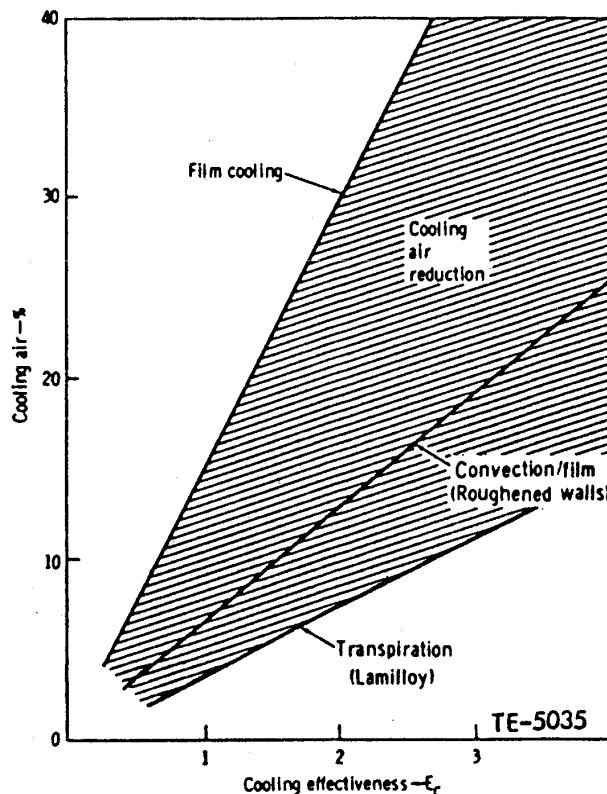


図 1.4 冷却性能の比較

表 1.2 NO_x 排出基準

| 適用時期 | | 63.2.1 | 64.8.1 | 66.2.1 |
|-----------------------------|--------------------------------------|--------|--------|--------|
| 気体燃料 専焼 | 排ガス量 (Nm ³ /h) 45000未満 | 90ppm | 70ppm | |
| | 排ガス量 (Nm ³ /h) 45000以上 | 90ppm | | |
| 液体燃料 専焼 気体・液体燃料 混焼 | 排ガス量 (Nm ³ /h) 45000未満 | 120ppm | 110ppm | 70ppm |
| | 排ガス量 (Nm ³ /h) 45000以上 | 100ppm | | |

タービンに対しても新たに NO_x 規制が課せられるようになったため、クリーン燃焼化のための開発に拍車がかかるものと考えられる。表 1.2 に新設ガスタービン施設に対する NO_x 排出基準を示す (詳細については本誌 15 巻 60 号)。これまで低 NO_x 化は主に水噴射や蒸気噴射によって行われてきたが、今後は設備ならびに熱効率の面で有利な低 NO_x 燃焼器の技術開発が次第に主流となるものと考えられる。

サーマル NO_x に対しては、火炎温度のピーク値を下げるための希薄予混合燃焼法が有効であるが、火炎の吹消えや CO の発生等の制約からその作動範囲が極めて狭く、燃焼の切り換えや空気配

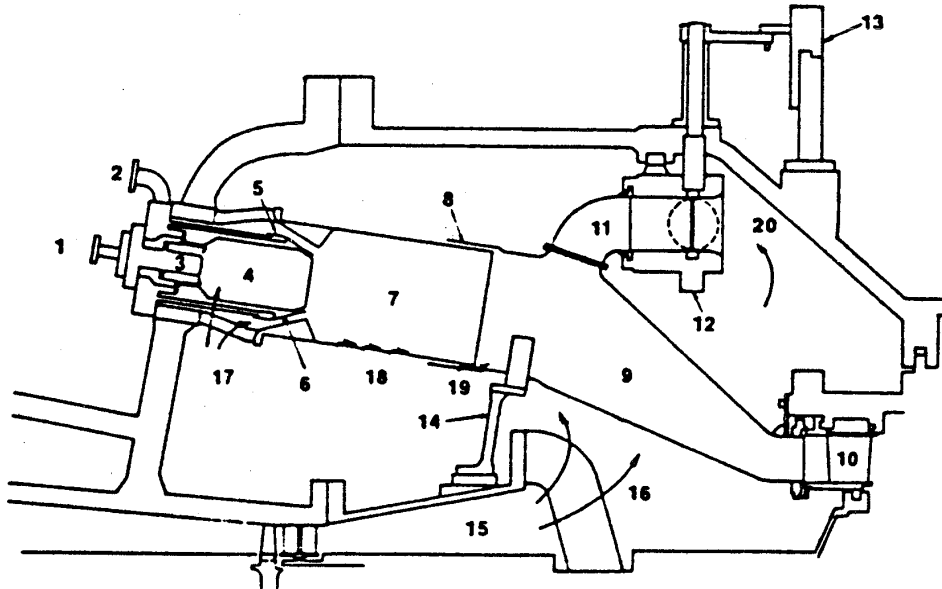
分を制御する可変機構等の開発が重要になっている。

一方、燃料中のN分に起因するフェーエルNO_xに対しては、燃料過濃燃焼が有効であり、燃

料過濃希薄二段燃焼器の開発が進められている。

図1.5, 6にそれぞれの低NO_x燃焼器の概念を示す^{21), 22)}。

また、高温燃焼触媒を燃焼器に組み込み、希薄



- | | | | |
|-----------------------|--------------------|---------------------|-----------------------------|
| 1 Pilot fuel delivery | 6 Premixing nozzle | 11 Bypass elbow | 16 Compressor discharge air |
| 2 Main fuel delivery | 7 Main Stage | 12 Butterfly valve | |
| 3 Pilot fuel nozzle | 8 Clam shell | 13 External ring | 17 Combustion air |
| 4 Pilot Stage | 9 Transition piece | 14 Flexible support | 18 Cooling air |
| 5 Main fuel nozzle | 10 Turbine nozzle | 15 Diffuser | 19 Dilution air |
| | | | 20 Bypassing air |

図1.5 予混合燃焼を採用した低NO_x燃焼器の例

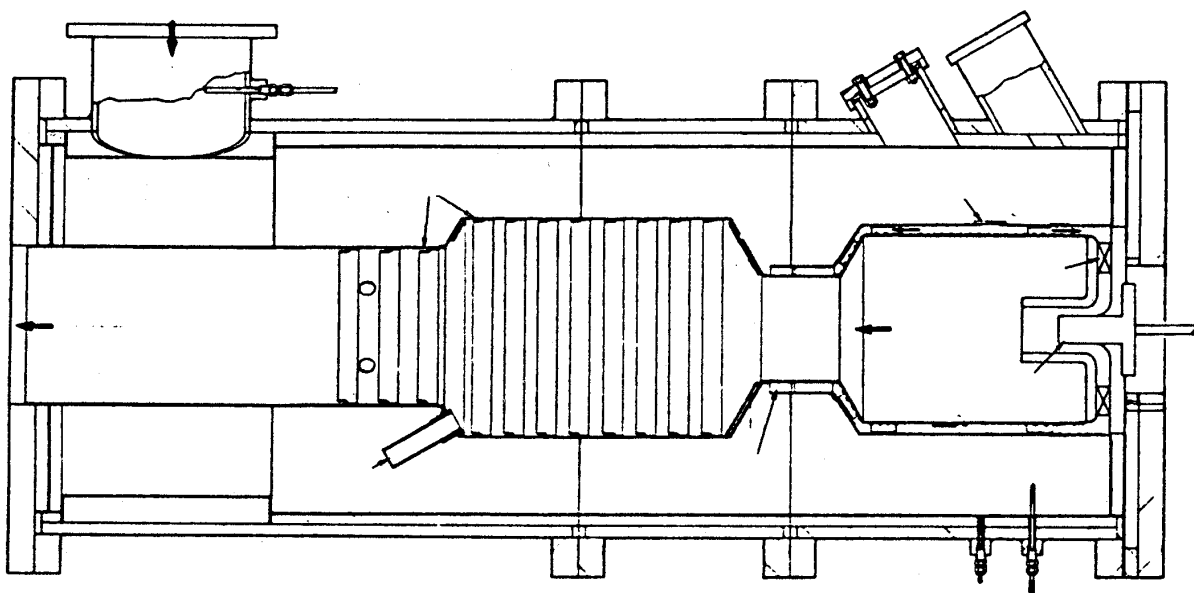


図1.6 フェーエルNO_xの低減を目指した二段燃焼器の例

予混合気を触媒の助けで燃焼させることにより超低NO_x化を目指した研究開発も進められつつある^{23),24)}。

小型ガスタービンに、超低NO_x触媒燃焼器を組み込んで実機運転を行った結果、高温燃焼触媒の耐久性の他にも、可変機構のコントロールや触媒の支持方法などの解決すべき問題が指摘されている²⁵⁾。

このように低NO_x化へ向けての研究開発が精力的に進められてはいるものの、NO_x<70 ppm (O₂=16%)の規制値をクリアするためには、現状排出レベルの60%~30%の低減が必要であり、とくに低価格および簡便性が要求される小型ガスタービン用低NO_x燃焼器の実用化は数年先と見込まれる。

(c) 高信頼性、高寿命化

大容量ガスタービンでは複合発電プラントを主体に、小型ガスタービンではコージェネレーションを中心に、ガスタービンの稼働率は益々高くなると共に、大幅な負荷調整機能を果たすことが要求されてきており、燃焼器の高信頼性、高寿命化は極めて重要な課題になっている。ライナ壁については(a)で述べたように高性能冷却構造が指向されており、壁温の低下のみならず壁温の均一化による熱応力の減少にも注意が払われている。また、近年は遮熱コーティング技術が確立し、実機への適用が広まりつつある。構造強度に関しては、特に支持構造ならびにシール部材に熱応力・摩耗軽減を図った改良設計がなされている。更に、燃焼振動を計測するなどライナの疲労寿命についても十分な注意が払われるようになってきている。

(d) 使用燃料の拡大

産業用ガスタービンは、前節で述べた如く燃料に対する柔軟性は比較的高く、各種の液体燃料、気体燃料が使用されているが、近年のガスタービンの利用分野の拡大と石油系燃料の依存比率軽減の要求から、使用燃料は更に多様化する傾向にある。代表燃料の区分を表1.3に²⁶⁾に示す。燃料多様化は、長期的かつ大きな流れとしては石油系から石炭系、さらに合成燃料系への移行が、また、短期的には発電用大型ガスタービンを中心に、LNGを主体とするガス燃料への拡張とコー

ジェネレーション等を対象に中、小型ガスタービンにおいては、副生ガス及びC/H比の大きい重質油等への拡張が進むものと考えられる。

石油系燃料の代替としてはその資源の埋蔵量が大きいことから石炭系燃料への転換が必須であり、ガスタービンにおいても石炭系燃料の有効利用技術の開発が各方面で進められている。

なかでも、石炭ガス化複合発電プラントは石炭のクリーン燃料化と高効率発電の実現性が高いことから積極的な開発が進められている²⁷⁾。空気酸化式ガス化炉を用いる場合には、表1.4にその成分と特性を示す如く²⁸⁾、1,000kcal/Nm³程度の低カロリーガスとなる。このため、低カロリーガスの高負荷安定燃焼化と燃焼器の冷却の改善を図った低カロリーガス専用の燃焼器開発が必要となる。更に、石炭液化燃料油、石炭スラリー²⁹⁾及びアルコール燃料等³⁰⁾の適用化に関しても研究開発が行われている。

(e) 小型軽量化など

特に小型産業用ガスタービンでは、汎用のディーゼルエンジン等と競合するため³¹⁾、低価格

表 1.3 区分と代表燃料

| 燃料区分 | 石油系燃料 | | 副生燃料 (石油系・石炭系) | 石炭系 燃料 | 合成燃料 (太陽・原子力) |
|------|-------|------|-------------------|----------------|-------------------------|
| | 原油 | 天然ガス | | | |
| 気体 | 低カロリー | | メタン改質ガス | 高炉ガス | 石炭ガス化 (空気吹き 酸素吹き) |
| | 中カロリー | | メタン分解ガス | 転炉ガス | |
| | 高カロリー | LPG | 天然ガス | コークスガス 副生ガス | |
| 液体 | 軽質油 | 灯・軽油 | メタノール | 副生油 | 石炭液化油 |
| | 中質油 | A重油 | | | |
| | 重質油 | C重油 | | | |
| 固体 | 固気相 | | | | 微粉炭 CWM・COM |
| | 固液相 | | | | |

表 1.4 代表的な低カロリーガスの成分と特性

| | 高炉ガス | 転炉ガス | コークス ガス | 石炭ガス化 (空気注入) | メタン (参考) | |
|----------------------------|-------------------------------|------|------------|-----------------|-------------|------|
| 成分 (Vol.%) | H ₂ | 1.9 | 1.9 | 52.8 | 16.8 | — |
| | CO | 19.2 | 61.4 | 5.8 | 11.0 | — |
| | CH ₄ | — | — | 27.8 | 2.9 | 100 |
| | C ₂ H ₄ | — | — | 3.8 | — | — |
| | CO ₂ | 22.1 | 15.4 | 1.9 | 10.9 | — |
| | N ₂ | 52.8 | 17.3 | 3.9 | 30.7 | — |
| | H ₂ O | 4.0 | 4.0 | 4.0 | 27.7 | — |
| 発熱量(kcal/Nm ³) | 630 | 1910 | 4450 | 1020 | 8530 | |
| 層流燃焼速度(cm/sec) | ≈ 0 | 56 | 72 | 44 | 37 | |
| 可燃範囲 (空気比) | Rich | 0.84 | 0.28 | 0.46 | 0.60 | 0.54 |
| | Lean | 1.32 | 2.78 | 3.70 | 5.88 | 1.79 |
| | Lean/Rich | 1.6 | 9.9 | 8.0 | 9.8 | 3.3 |

化とともに小型軽量化を要求され、燃焼器も小型でかつコンパクトという形状上の制約を強く受ける。このため、燃焼器回りの流れのコントロールや、高負荷燃焼のための新しい燃料噴射弁も開発課題となっている^{32),33)}。さらに二流体サイクルでは、燃焼空気と大量の蒸気の混合や燃料安定性などに留意する必要があると考えられる。

(石橋洋二・森建二)

〔調査文献〕

- 1) David, B. "Combustion Turbines at the Crossroads", Mechanical Engineering, Apr. 1982 p. p 79 - 85
- 2) Akita, E. et al., "Development and Testing of 13 MW Class Heavy Duty Gas Turbine MF-111" ASME 87-GT-37 (1987)
- 3) Brandt, D. E. "The Design and Development of an Advanced Heavy-Duty Gas Turbine", ASME 87-GT-14 (1987)
- 4) Deblon, B. and Maghon, H. "Operating and Maintenance Experience with Model V-97 100/135 MW Heavy-Duty Gas Turbine", ASME 82-GT-159 (1982)
- 5) Rucigay, J. C. and Orsino A. J., "MS9001 E - A New 100 MW Gas Turbine", ASME 81-GT-31 (1981)
- 6) Yamakawa, A. et al., "Design and Construction of Gas-Steam Combined Cycle plant for Higashi Niigata Thermal Power Station No.3", 83-TOKYO IGTC-107 (1983)
- 7) Joyce, S. J. and Maghon H., "High-Reliability Heavy-Duty Gas Turbines for 50Hz and 60Hz Power Generation and Cogeneration", 83-TOKYO-IGTC-113 (1983)
- 8) Ikeda, K. et al., "140MW Combined Cycle Power Plant for Repowering Kawasaki Power Plant, the Japanese National Railways", 14th International Congress on Combustion Engines (1981)
- 9) Sudo, Y. et al., "Construction Operation of Gas-Steam Combined Cycle Plant for Higashi Niigata Thermal Power Station No.3", ASME 86-GT-236 (1986)
- 10) Horner, M. W. "High-Temperature Turbine Technology Program", DOE/ET/10340-127 (1982)
- 11) 曾根泰幸; 「産業用ガスタービン燃焼器の研究」, 内燃機関 vol. 24, No. 308, pp. 51 - 54 (1985)
- 12) 大泉治朗: 「ビル用非常用ガスタービン」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.14, No.53, pp.9 - 17 (1986)
- 13) 渡辺昭男: 「ガスタービンによるコージェネレーション」, 内燃機関 Vol.24, No.308, pp.29 - 35 (1986)
- 14) Yamagishi, K., "Development of Advanced Gas Turbine in Japan", Proceeding of the 1987 TOKYO International Gas Turbine Congress, Vol. I pp. I.1 - I.8 (1987)
- 15) Wadman, B., "Compact, High Efficiency Radial Turbine Engine", Diesel & Gas Turbine Worldwide, Jan, - Feb., pp.14 - 15 (1987)
- 16) Digumarti, R. and Chang, Chan-Nan; "Cheng-Cycle Implementation on a Small Gas Turbine Engine", J. of Engng. for Gas Turbines and Power, Vol.106, pp.699 - 702 (1984)
- 17) GTSJ 資料集 (日本ガスタービン学会編) (1984)
- 18) Mori, K. et al., "Research and Development on Combustors for Advanced Reheat Gas Turbine", 83-TOKYO-IGTC-21 (1983)
- 19) Nealy, D. A. and Reider, S. B., "Evaluation of Laminated Porous Wall Materials for Combustor Liner Cooling" ASME 79-GT-100 (1979)
- 20) Sato, T. and Hilt, M. B., "NO_x Abatement Measures for a Combined-Cycle Plant", 87-TOKYO-IGTC-58 (1987)
- 21) Aoyama, K. and Mandai, S., "Development of a Dry low NO_x Combustor for a 120MW Gas Turbine", ASME 84-GT-44 (1984)
- 22) White, D. J. et al., "Low NO_x Combustion Systems for Burning Heavy Residual Fuels and High-Fuel-Bound Nitrogen Fuels", 81-GT-109 (1981)
- 23) Mori, K. et al., "Development of Catalytic

- Combustor for Small Gas Turbines”, ASME Paper 87-GT-62 (1987)
- 24) Furuya, T. et al., “Hybrid Catalytic Combustor for Stationary Gas Turbine - Concept and Small Scale Test Results”, ASME Paper 87-GT-99 (1987)
- 25) Hoshino, A. et al., “Preliminary Test of Catalytic Combustion in a Small Gas Turbine”, ASME Paper 87-GT-100 (1987)
- 26) 萬代重実；「ガスタービン燃料の多様化
ガスタービンセミナー・第16回資料集 昭和63年1月
- 27) 荒木成光, 渡辺潔；「石炭ガス化複合発電に就て」燃料及燃料 第50巻 第4号
- 28) 福江一郎；「低カロリーガス燃料タービンについて」日本ガスタービン学会誌 Vol.11, No.42, (1983)
- 29) Davis - Waltermire D. M. and Anderson R. J., “Combustion Research Related to Utilization of Coal as a Gas Turbine Fuel”, ASME 84-GT-279 (1984)
- 30) Donald, G. et al., “Improved Combustion Turbine Efficiency with Reformed Alcohol Fuels”, ASME 83-GT-60 (1983)
- 31) 星野昭史；「小型ガスタービン技術の現状と将来」日本ガスタービン学会ガスタービンセミナー第11回資料集, pp.5.1-5.7 (1983)
- 32) Mori, K. et al., “Development of the Can-type Gas Turbine Combustors”, Proceedings of 1983 TOKYO International Gas Turbine Congress, 83-TOKYO-IGTC-21 (1983)
- 33) Hoshino, A. et al., “Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition, 85-IGT-10 (1985)

I.2 船用ガスタービン

1970年代に就航したガスタービン搭載の大型商船は石油価格の高騰、海運不況の影響を受け、次々に低燃費率で低質重油の使用できるディーゼルエンジンに換装され、1980年代に入って新たな建造は見られない。2,000DWT（重量トン）以上の商船主機についてみるとディーゼル化が進み1982年以降の各年造船全隻数に占めるディーゼ

ル船の比率は99%を越えるに至っている¹⁾。しかし、航空転用型ガスタービンはその軽量、大出力、高機動性という特徴に加え、第一世代から第二世代へとエンジンの性能が向上するにともない、商船用から艦艇用としての需要が圧倒的に多くなっている。このような状況下でも1986年には特殊船ではあるが、ガスタービン（4×3,000kw）を搭載したPetrojarl-1（北海石油生産用、31,473DWT）が就航した²⁾。

一方、ホバークラフト、ウォータージェット推進等の高速船の主機および補助発電用動力源としてディーゼルエンジンと競合できる分野ではガスタービンが活躍している。また船舶と同じ環境下にあるoff-shore施設でも動力源として使われている。

図2.1に船用ガスタービン（推進用および補機用）の1979年から1991年までの生産量と生産予定量を示す³⁾。これは日本船用機関学会による国内外の調査データで、航空転用型と産業転用型を含めており、生産された台数は現存し使用されている船用ガスタービンを対象にしている。1980年代前半の生産台数が多い。なお、船用ガスタービン全体の動向については文献4)～8)が詳しい。

ここでは航空転用型の陸船用ガスタービンについて船用としての燃料経済性、海上という環境下での運航という点に絞って燃焼器を中心にその動向を述べる。また今後の船用ガスタービンの動向についても言及する。

(a) 燃料対策

航空転用型はベースエンジンの燃料がケロシン

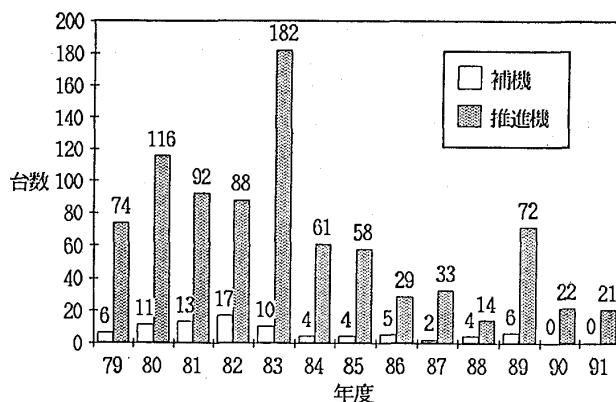


図2.1 船用ガスタービンの生産量および生産予定量

であるので、船用としては燃料経済性の点から安価な軽油や重質蒸留油の使用が図られている。従って燃料は粘度の増加、含有S分およびC/H比の増加と低質化し、これに伴う問題があり、その対策が図られている。

- ①噴霧特性の悪化；微粒化特性の向上を図るため、燃料噴射圧を高める方法あるいは圧力噴霧方式から空気微粒化方式の噴射弁の採用が図られている。
- ②火炎ふく射熱の増大；C/H比が大きくなると火炎のふく射が増大しライナ壁が過熱されやすい。ライナ壁の冷却効果を高めた方式の採用、ライナ部材の変更およびライナ壁のコーティングが行われている。
- ③スモークの増大；スモークは煙突周辺の機器に対する障害およびタービンに対するエロージョンを起すので低スモークの燃焼方式が図られる。噴霧特性の改善は①と同じであるが、燃焼器の一次燃焼領域への空気流入を変え噴霧と空気の混合を改善した方法もとられている。(図 2.2)⁹⁾

(b) 塩分対策

空気中に含まれる塩分 (airborne salt) が燃料中のS分とともに硫化物を作り高温部材がコロージョンを受ける。高温部材の変更およびコーティングによる対策のほか、空気取入れ口における塩

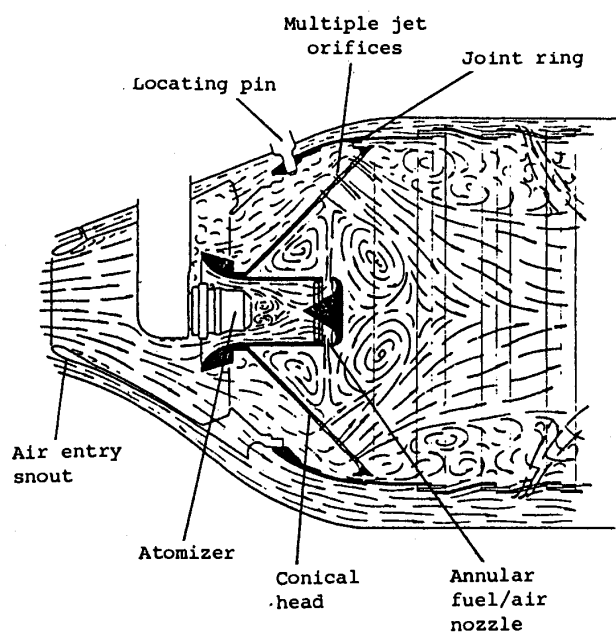


図 2.2 低スモーク対策燃焼器内の流れ (Spey combustor)

分除去装置 (デミスタ) の性能が重要となる。コロージョン対策上、流入空気中の塩分濃度を 0.01PPM (W) 以下にする必要があるとしているが、現在のデミスタは 0.005PPM (W) 以下の性能が得られている¹⁰⁾。

(c) 高温高压化

航空転用型は航空エンジンの性能が反映される。第二世代のエンジンは空冷翼の採用により高温高压化が進み、タービン入口温度は 1100～1200℃クラス、圧力比は 20 を越えるに至っている。代表的な LM2500¹¹⁾ では熱効率 37%，燃料消費率 0.229kg/KWh {171g/psh} が達成されている。

(d) 排気対策

スモークについては前述の理由により低スモークの燃焼法が採用されて肉眼では見えない程度まで低減化が図られている。NO_x に対して対策を施しているものはみられない。

船舶からの煙と NO_x 排出に関して、国内に限ってみるとまだ規制するところまで至っていない。しかし、黒煙については港内で指導を行なっているところがある。また NO_x については環境庁から総量規制に関する指針が出されており¹²⁾、港湾およびその周辺の航路において湾内船舶および一般船舶を対象としている。

(e) 今後の動向

(1) 燃料の転換

現在の船用ディーゼルエンジンは燃料消費率 0.160kg/kwh {120g/psh} を切り、700mm²/s {700cSt, at 50℃} の C 重油が使えるところまで来ている。このような低質重油をもガス化して船用ガスタービンに使用するという研究がオランダ海軍で行なわれている¹³⁾。ガス化により重油中の S 分、金属類や灰分の少ないクリーンなガス燃料にするものである。ガス燃料では発熱量が小さくなるので低カロリーガスだきの構造となる。サイクルの効率を上げるため第二世代の高効率タービンを使用し、サイクルとしては後述の中間冷却再生式が考えられている。

一方、石炭だきガスタービンを船用主機に適用する場合の feasibility study が進められている¹⁴⁾。燃料形態としては Coal-Oil Mixture (COM) が Coal-Water Mixture (CWM) よりエネルギー密度が大きくかつ燃焼特性がよい。最大の問

題はスラグの除去で、これに適した燃焼器を Slagging Combustor (図2.3) といい、燃焼器内でスラグが除去できる構造になっている。Silo 型燃焼器のような堅型が有望視されている。石炭だきガスタービンは蒸気タービンと複合サイクル (C-OGAS) で使われることになり、艦艇用より商船

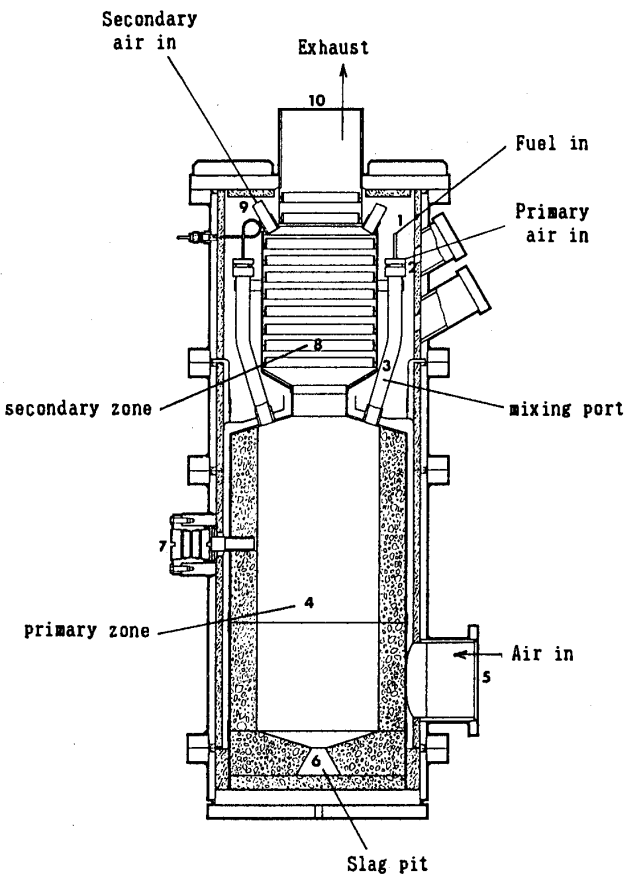


図 2.3 Slagging Combustor の例

用主機が適している。石炭だきガスタービンは現在陸上発電用として研究開発が進められているので、この成果が船用に波及してくると思われる。

(2) 熱効率の改善

現在の船用ガスタービンサイクルはほとんどが simple cycle でその最高熱効率は高いものでは 38% 台に入っている。しかし、部分負荷時の熱効率の低下が大きいため燃料経済性が良くない。ことに、艦艇用ガスタービンエンジンは全負荷で運転される機会は多くない。低負荷運転に備えて補助ディーゼルエンジンを搭載しているものもある。船用ガスタービンの燃料経済性を高めるため simple cycle ガスタービンの熱効率向上を狙って、次のようなサイクルが検討されている。

- ①再生サイクル¹⁵⁾
- ②中間冷却再生サイクル (ICR)¹⁶⁾
- ③中間冷却再熱再生サイクル (RICR)¹⁷⁾

①は部分負荷時の効率改善を大きくすることができ、小型艦艇用ガスタービンの低負荷時の燃費改善を図って既に実用機が出現している。②③は部分負荷時だけでなく全体の効率向上を狙ったもので、このうち②の方式は Solar 社の Model 5650 について開発され熱効率 43% を達成し、同規模のディーゼルエンジンと同等の燃費率を得ている¹⁸⁾。更に大出力ガスタービンについては GM の LM 1600 および RR の Spey エンジンをベースにした検討が行なわれている (図 2.4)^{19),20)}。③はまだサイクルの検討段階である。

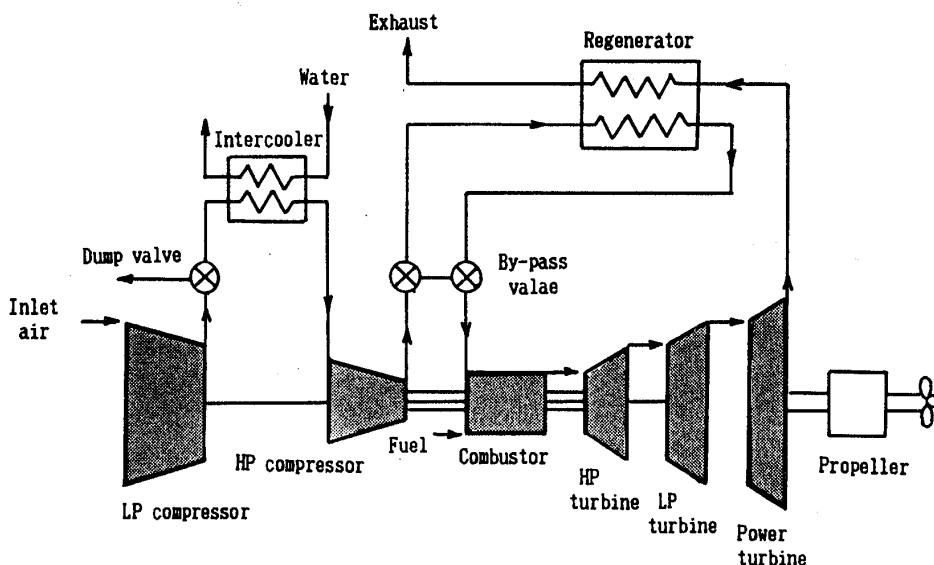


図 2.4 ICR サイクル

船用機関としてディーゼルの主流は動かしがたいが、船用ガスタービンについては今後とも航空用および産業用ガスタービンの新技術が導入され、開発が進んでいくものと考えられる。

(熊倉孝尚)

〔調査文献〕

- 1) “大型船用機関の動向”，第23号，運輸省海上技術安全局（昭和62年8月）。
- 2) “Petrojarl 1”，The Motor Ship, 1986. 7.
- 3) “船用ガスタービンの現状に関する調査研究報告書”，日本船用機関学会，研究委員会報告 No.206（昭和63年2月）
- 4) 犬伏才廷，“船用ガスタービン”，日本ガスタービンセミナー（第8回），資料集（'80-1）。
- 5) 山本 肇，“大型船用ガスタービンの歩み”，日本造船学会誌，第619号（昭和56年1月）。
- 6) Slatter, B. H., “Aero-Derived Marine and Industrial Gas Turbines”, Tras I Mar E (T M), 1982, Vol.95.
- 7) 田辺 清，“過去10年の発達とその展望；ガスタービン”，日本船用機関学会誌，第21巻，第11号（昭和61年1月）。
- 8) 日本船用機関学会誌，各年7月号に船用機関技術の進歩“ガスタービン”が掲載。
- 9) Cotting, R. V., et al., “The Development of a Diesel Burning Combustion Chamber with a Multiple Jet Primary Zone”, ASME Paper, 87-GT-140.
- 10) kimm, MR. M. H. P., et al., “Gas Turbine Intake Filter Systems Related to off-shore Platform Installations”, ASME Paper, 85-GT-109.
- 11) 千葉正俊，“船用LM2500ガスタービンとその運転実績”，日本船用機関学会誌，第17巻，第5号（昭和57年5月）。
- 12) “窒素酸化物 総量規制マニュアル”，環境庁環境保全局（昭和57年4月）。
- 13) Bander, F., “Multifuel Gas Turbine Propulsion for Naval Ships : Gas Turbine Cycles Implementing a Rotating Gasifier”, ASME Paper, 84-GT-265.
- 14) Kuo, Simion C., “Coal-Fired Gas Turbine for Marine Propulsion Applications”, ASME Paper, 86-GT-202.
- 15) Schell, Joseph A., “Study of Fuel Efficient Gas Turbines for Ship Service Power Generation”, SAE Technical Paper Series, 871380.
- 16) EL-Masri, M. A., “A Modified, High-Efficiency, Recuperated Gas-Turbine Cycle” ASME Paper, 87-GT-13.
- 17) EL-Masri, M. A., “Thermodynamics and Performance Projections for Intercooled/Reheat/Recuperated Gas Turbine Systems”, ASME Paper, 87-GT-108.
- 18) Mills, R. G., et al., “Intercooled/Recuperated Shipboard Generator Drive Engine” ASME Paper, 86-GT-203
- 19) Fogg, H. E., et al., “The Marine Gas Turbine for the 1990's and Beyond”, SEA Technical Series, 871378.
- 20) Thomson, G. A., et al., “Intercooling and Regenerating the Modern Marine Gas Turbine Propulsion System”, SAE Technical Series, 871379.

I.3. 航空用ガスタービン

I.3.1 航空用ガスタービンの動向

航空輸送の伸びが好調で、特に還太平洋地域などではここしばらく8%台の伸びが予想される¹⁾。このためエアライン用大型エンジンの高出力化がすすんでいる。すなわちB747-400などに用いる推力250kNクラスの大型エンジン、PW4000シリーズ（United Technology, Pratt & Whitney社，以降P&W社），CF6-80Cシリーズ（General Electric社，以降GE社）およびRB211-524シリーズ（Rolls-Royce社，以降RR社）などが開発された²⁾。更にRR社はエアバスA330やマクダネルダグラスMD-11/12用として、325kNクラスの民間用最大クラスのエンジンRB211-524L（旧呼称RB211-700）を計画している³⁾。

そのほかRR社は推力100kNのXG-40，P&W CanadaとMTUは推力22kNのPW300を，GEとGarrettは推力25kNのCFE738を開発中である。

Advanced Turboprop用エンジンUDF GE36はボーイング727およびMD-80によって飛行試験が続けられている。また Allison/P&W のモデル578なども実用化へ試験がすすめられている。また超高バイパス比エンジン(UHB)の開発もすすめられている。RR社は推力200~250kNクラスのダクト付2重反転型UHBを計画中である。そのほかGE社はCFM56のコア前にダクト付ファンを設けた156kNのUHBを検討中である。

ヘリコプタ用など中小型エンジンの分野では1950~60年代に開発されたエンジンの改良による性能向上が相次いでいる。Lycoming社はT53およびT55エンジンを⁴⁾、GE社はT64を、Allison社はT56をそれぞれ改良している。また最近のエンジンではあるが、ALF502も性能と信頼性の向上がはかられている。

一方、このエンジン分野ではここ20年以上の間、燃料消費率を10年間あたり0.068kg/kwh(0.05kg/psh)の割で向上させてきたが今後は高温材料など特別な新技術開発がない限り頭打ちになり、わずかの燃料消費率向上のために巨額の開発費用を要するものと予測されている。

1.3.2 燃焼器開発の方向

燃焼器設計改良の目標は耐久性の向上、出口ガスの高温化および大気汚染物質の低減である。設計・開発の分野では計算機の利用が進展している。現用燃料にたいする代替燃料への転換の動きは、最近の石油供給情勢から航空燃料に関するかぎり顕著でない。

(a) 高圧力比化への対応と耐久性の向上

表3.1に示すようにエンジンの圧力比は30を越

表3.1 エンジン圧力比が30を超える例²⁾

| エンジン名称 | メーカー | 海面上最大出力 | 圧力比 | 採用機種 |
|-------------|-------|---------|------|------------------------|
| CF6-80C2D1F | GE | 273 kN | 31.8 | McD/D* MD-11 |
| F117-PW-100 | P&W | 167 kN | 31.8 | McD/D C-17 |
| PW2037 | P&W | 170 kN | 31.8 | Boeing 757, McD/D C-17 |
| PW4360 | P&W | 267 kN | 31.5 | McD/D MD-11 |
| V2500 | 5ヶ国共同 | 111 kN | 36 | Airbus A320 |
| RB211-524H | RR | 270 kN | 33 | Boeing 747/767 |

* McD/D =McDonnell Douglas

えるものが多くみられるようになってきた。燃焼器の性能は燃焼器内の平均風速に大きく依存するため、それを一定の値にさだめると燃焼器の圧力が増大するにしたがって同一断面で大きな質量流量を流すことができ、または燃焼器寸法の小型化が可能になる。燃料/空気比も要求温度上昇値に比例するため高圧力比化によって燃焼器の燃焼負荷は著しく増大することになる。

燃焼室寸法を縮小することは、高温火炎を内包するライナの被冷却面積を小さくし、エンジン全長を短縮化できることから極めて有利である。燃焼器を短小化するには完全燃焼を達成し、かつ出口温度分布をタービン入口の要求に合わせなければならないため、高度の設計開発技術が必要である。

ライナの耐久性を向上させる際、冷却性能の評価には燃焼領域を一様と考えるのではなく、保炎部や空気孔配置に伴う円周方向などに不均一な高温領域分布に対応した冷却構造を考慮するようになってきている。燃焼器内の圧力が2~3MPaの場合は火炎からのふく射が最大となるため、それに対処する冷却構造の確立が必要である。

(b) 燃焼器出口ガスの高温化

燃焼器出口温度上昇の傾向は1600℃レベルに達する勢いである(図3.1参照)。タービン入口ガス温度の上昇とともに燃焼器の温度上昇も増加する傾向にある。したがって従来以上に燃焼器出口温度分布への要求は厳しくなっている。

燃焼器の高負荷化に伴って出口温度分布調整用として使われていた稀釈空気割合が著しく減少した。これは排煙低減要求に応ずるため従来一次燃

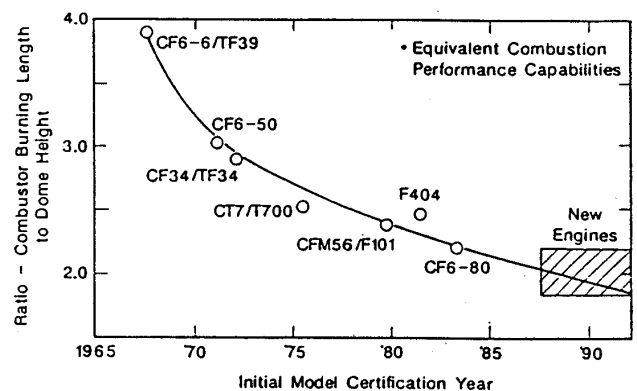


図3.1 燃焼器燃焼部長さと燃焼室幅の比の傾向⁶⁾

焼領域といわれていた燃焼器最上流部へ多量の空気を導入する必要が生じたことと燃焼負荷の増大によってライナなどの冷却に多くの空気割合を割かねばならないためである。

排煙生成を防止するには、一次燃焼領域の当量比、すなわち実際の燃料と一次空気の質量流量の比 $(m_f/m_a)_p$ の、理論的なそれらの比 $(m_f/m_a)_{st}$ に対する比を 1.5 程度以下に抑える必要がある⁵⁾。従って、一次燃焼領域の空燃比（燃空比の逆数） n_p は、炭化水素系燃料の理論空燃比 n_{st} がほぼ 15 であることから 10 程度に設定される。全体空燃比を n_t とすると、一次燃焼領域へ導入する空気量割合は、 n_p/n_t であり $n_t = 40$ の燃焼器では 25% になる。温度上昇を大きくした燃焼器でこれが 50% を越えるものも報告されている⁶⁾。この値は 1970 年代の燃焼器の多くが 10% 程度だったのと比べて著しい増加と言える。

一次燃焼領域の空気導入量が増加すると、ここでの風速が増大し低負荷時の吹消え特性や高空再着火特性は悪影響を及ぼす。したがって負荷急減時や高空再着火時の性能を劣化させないため断面平均風速を低下させるよう一次燃焼領域の燃焼器巾（環状燃焼器の外側内筒と内側内筒の間の幅、

燃焼室高さ）を大きくする傾向がみられる。

上記のように燃焼器前半の領域に燃焼に必要な空気のほとんど全量が導入されることになると、燃焼器出口の温度分布はこの燃焼領域でほぼ決定的となる。したがって従来稀釈領域と言われていた稀釈空気を導入し出口温度分布を調整する領域がほとんどない形態となる。これらの結果、図 3.1 のように 1990 年代にはライナ長さが直径、または燃焼室巾の 2 倍以下になる予測をしている⁶⁾。

一方、タービン入口ノズルなどに冷却翼を使用するようになった現在では「燃焼器出口温度」＝「タービン動翼入口温度」ではなくノズル冷却空気を勘案したタービン入口温度を考慮しなければならない。FJR710/600 エンジンの場合、そこで噴出している空気が燃焼ガスと理想的に混合したとするとタービン入口部で燃焼器出口部より約 90℃ 低い温度となる。

高圧力比のエンジンとなるにしたがい燃焼器とタービン入口部との接合部分で空気の漏れが生じ、タービン流入温度分布に悪影響を及ぼすことが懸念され気密な取付け方法が行われるようになった。一例として CF6 燃焼器を図 3.2 に示す。CF6-50 では燃焼器ライナのカウル部⑬を多数

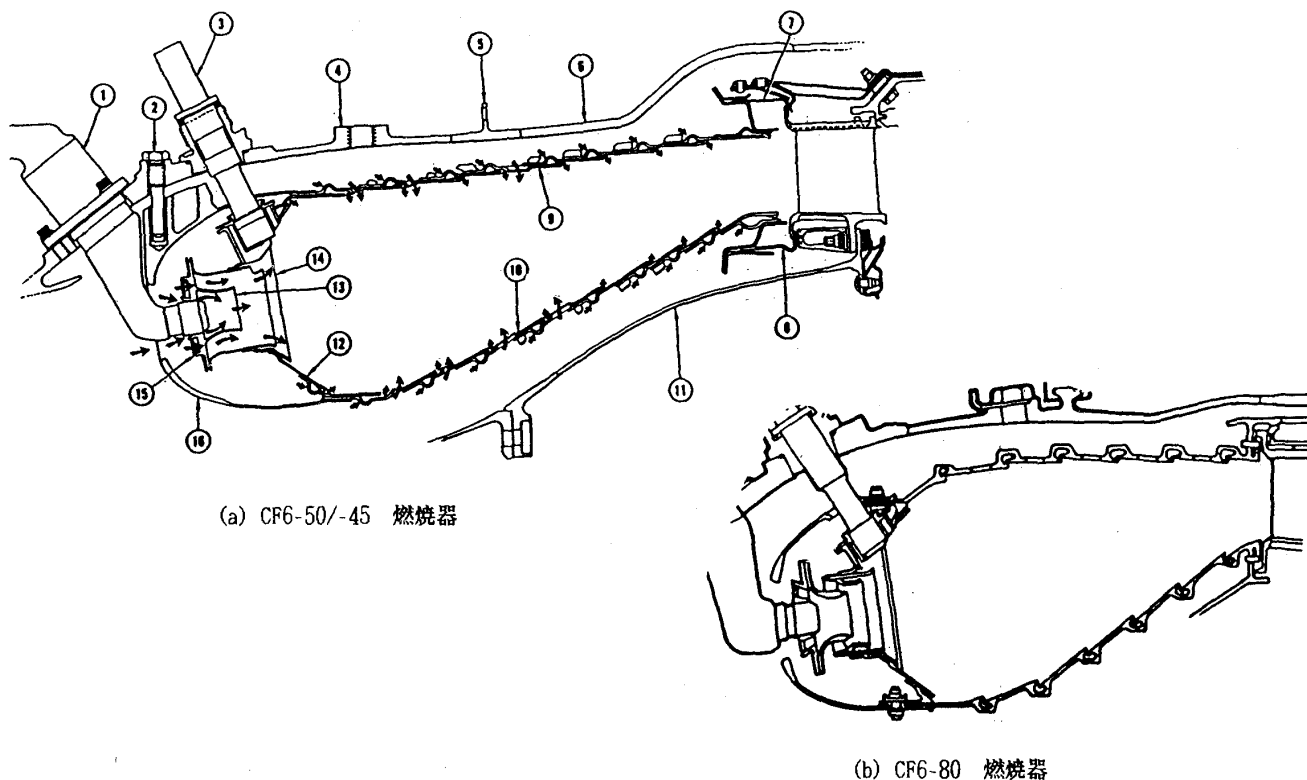


図 3.2 燃焼器ライナの固定法の進歩

の止めピン②で固定し、ライナの後端部は⑦や⑧のように差し込み構造でライナの伸びを許容する構造になっていた。新しいCF6-80シリーズの場合にはライナの後端部、すなわちタービンノズル直前を気密に固定している。

(c) 広い負荷範囲に対処する有害排気物の低減対策・高効率対策

人口過密化の進んでいる空港周辺環境保全のため、アイドル、タキシング等の低負荷条件での未燃焼排出物を一層低減させる技術が追求されている。エンジン排出物の炭化水素についてはICAOおよびEPAの規制があり⁷⁾、低負荷条件で完全燃焼する燃焼器が期待されている。

かつて離陸時などに見られた排煙は気流微粒化方式燃料噴射弁の採用により減少しているが、古いタイプのエンジンの改修による排煙低減対策と、一層の高圧力比に伴う燃焼器開発において高空再着火性などを損なわないで排煙低減化を実現するための技術にたいする要求は強い。

NO_xは航空エンジンに対する規制が大幅に緩和されたためNO_x排出予測式検討などの報告⁸⁾はあるが実機利用のため低NO_x排出燃焼器の開発は殆どみられない。ただし航空エンジンで産業用に転用したものについては使用地域によって様々な規制があるためNO_x低減化が重要で研究が続けられている⁹⁾。

排煙対策、出口温度分布の厳密化などへの対策として気流微粒化型噴射弁の採用がすすんでいる。従来良く用いられてきた圧力噴射弁は吐出差圧の平方根に比例した燃料量を吐出する。圧力比の増大などによって作動範囲が広がると燃料ポンプの負荷の上限から必然的に低負荷での燃料微粒化に必要な吐出圧力が不足し、燃料粒径過大による未燃焼成分の排出が多くなる。また、高負荷である高圧時は気流のモーメント増大により燃料噴霧角がしぼみ^{10),11)}、燃焼器出口ガス温度分布の劣化をきたす。

(d) 使用燃料規格の拡大

かつて1970年代に米国のNASA(航空宇宙局)やDOT(運輸省)でブロードスペック(Broad specification)燃料の実用化を検討したが現時点ではその実施の動きはない。しかし石油情勢の変化によって再びこの問題がクローズアップされる

こともあり得る。そのためNASAが主となってそのような燃料に対処する燃焼器研究を行っている¹²⁾。その燃料使用上の問題は高ふく射による燃焼器耐久性の劣化である¹³⁾。したがって水素/炭素比の低い燃料使用の際にはふく射加熱に強いライナ冷却構造が要望される。

また留出点の高い燃料や析出点を用いると極圏飛行時などでの析出による燃料制御不良¹⁴⁾や燃料噴霧性能の劣化が問題となる。最近の報告¹⁵⁾によると、燃料管内で燃料が高温にさらされると燃料の変質、劣化によって管内被膜が形成されオイルクーラ等の伝熱特性が劣化するという。

(田丸 卓)

〔調査文献〕

- 1) Aviation Week & Space Technology/March 14, 1988, pp.194-195
- 2) Aviation Week & Space Technology/March 14, 1988, pp.158-165
- 3) The Power Letter, 37, Forecast Associates, INC., Oct.21, 1987 P.9
- 4) The Power Letter, 43, Forecast Associates, INC., Jan.20, 1987 P.7
- 5) Macfarlane, J. J., Holdrness, F. H. & Whitther, F. S. E.; "Soot Formation Rates in Premixed C₅ and C₆ Hydrocarbon-Air Flame at Pressure up to 20 Atmospheres", Comb. Flame. Vol.8, No.3(1964)pp.215-229
- 6) Bahr, D. W. ; "Technology For the Design of High Temperature Rise Combustors", J. Propulsion, Vol.3, No.2 (1987) pp.179-186
- 7) 田丸; 燃焼器要素およびエミッション制御技術, 日本航空宇宙学会誌, 32-371 (1984/12) pp.683-688
- 8) Odgers, J. & Kretschmer, D. : "The Prediction of Thermal NO_x in Gas Turbines", ASME 85-IGT-126 (1985)
- 9) Bahr, D. W. and Lyon, T. F. ; "NO_x Abatement via Water Injection in Aircraft-Derivative Turbine Engine", ASME Paper 84-GT-103, (1984)
- 10) Parsons, J. A. & Jasuja, A. K. ; "Effect of Air Pressure Upon Spray Angle/Width Characteristics of Simplex Pressure Swirl

- Atomizers”, ASME 86-GT-176, Dusseldorf, (1986/6) pp.1-8
- 11) Hiroyasu, H., Arai, M. & Atarashiya, K. ; “Spray Characteristics of Swirl Atomizer at Pressurized Conditions”, 87-TOKYO-IGTC-53, III, pp.69-76 (1987)
- 12) Fear, J. S. ; “NASA Broad Specification Fuels Combustion Technology Program ; - Status and Discription”, ASME Paper 80-GT-65 (1980)
- 13) Moses, C. A. & Naegeli, D. W. : “Fuel Property Effects on Combustor Performance”, ASME 79-GT-178 (1979)
- 14) McCarthy, P. ; “Future Aircraft Fuels and Their Effect on Engine Control Design”, Aircraft Engng (1987/12) pp. 9-17
- 15) Kendall, D. R., et al. ; “The Thermal Degradation of Aviation Fuels in Jet Engine Injector Feed - Arms : Part I - Results from a Full Scale Rig”, 87-TOKYO-IGTC-49, III, pp. 41-46 (1987)

1.4 自動車用ガスタービン

1.4.1 最近の動向

車両用ガスタービンの開発は戦後米国の GM, フォード(ともに大型車用), クライスラー(乗用車用)等を中心に精力的に推進され, 1970年ごろにフィールドテストを経て生産移行寸前のところまでこぎつけた。しかし1973年のオイルショックにより, ガスタービンの部分負荷時の燃料経済性の悪さが致命傷となって, ついに一般市場に姿を表すに至らなかった。現在車両用として実用化されているのは, 図4.1に示すM1戦車用の Avco Licomingの AGT 1500 (出力1500kW)²⁾のみである。

この様な苦い体験を踏まえ, その後の車両用ガスタービンの中心課題は, 必然的に燃料経済性の改善に移行した。その殆ど唯一の解決策は, サイクル最高温度を飛躍的に上昇し, 高効率の熱交換器で排熱を可能な限り回収することであり, 耐熱材料として注目されつつあった構造用セラミックの適用という構想が1970年代後半から急速に浮び上がってきた。米国エネルギー省(DOE)は

GMが開発してきたGT 404の高温部分をセラミック化し, 燃費を20%改善するCATEプログラム³⁾を発足したが, 大型セラミック部品の開発は困難を極め, 必ずしも十分な成果を収めないまま, 後続の乗用車用セラミックガスタービンの開発(AGT: Advanced Gas Turbine)プログラムに主勢力を譲っていった。以上の経緯は文献¹⁾に詳述されている。

DOEのAGT計画は⁴⁾⁵⁾は, 1987年7月をもって130Millionドル/6年を投じて一応の終結を見, 引続き ATTAP (Advanced Gas Turbine Technology Application Program) 計画⁶⁾⁷⁾⁸⁾が4~5千万ドル/5年で発足した。この計画はAGT計画の反省から, セラミック材料の適用技術をより基礎的なところから見直そうとしている。一方欧州では, 西独の研究技術省(BMFT)が主宰して1983年まで87億円/10年を投じてセラミックガスタービンの開発を実施してきた。スウェーデンも国家援助の下にUnited Turbine⁹⁾が同様のプロジェクトを推進している。

これまで我が国ではセラミックガスタービンの研究開発は私企業の自主研究に委ねられてきた¹⁰⁾。エンジン開発の成否の鍵となると言われるタービンロータのセラミック化²⁵⁾²⁶⁾を中心に, セラミック適用技術の確立²²⁾²⁴⁾に勢力が注がれているものの, 巨額の開発費を要するために必ずしも順調な歩みとは言えないのが実情のようである。本年度より小型発電機用セラミックガスタービンの国家プロジェクトが発足する運びとなり, 技術水準の大幅な向上が期待される。

以上の動向を踏まえて, 以後車両用ガスタービ

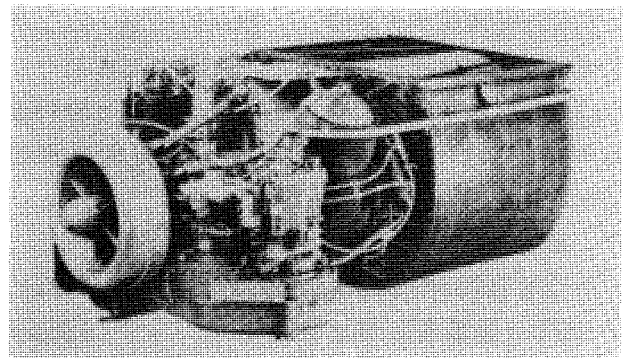


図4.1 M1戦車に正式採用されたAGT-1500²⁾
(Avco Licoming)

ンに関する記述は乗用車用セラミックガスタービンを対象としたものに限ることとする。乗用車用ガスタービンは頻繁な加減速の要求に対する応答性かの面から、その殆どが2軸ないしは3軸式で

ある。図4.2に2軸式の典型例 (Benz)¹¹⁾を示す。これに対し、GarrettのみはAGT計画からATTAP計画に至るまで一貫して1軸式を採用している。AGT 101の構造図⁵⁾を図4.3に示す。こ

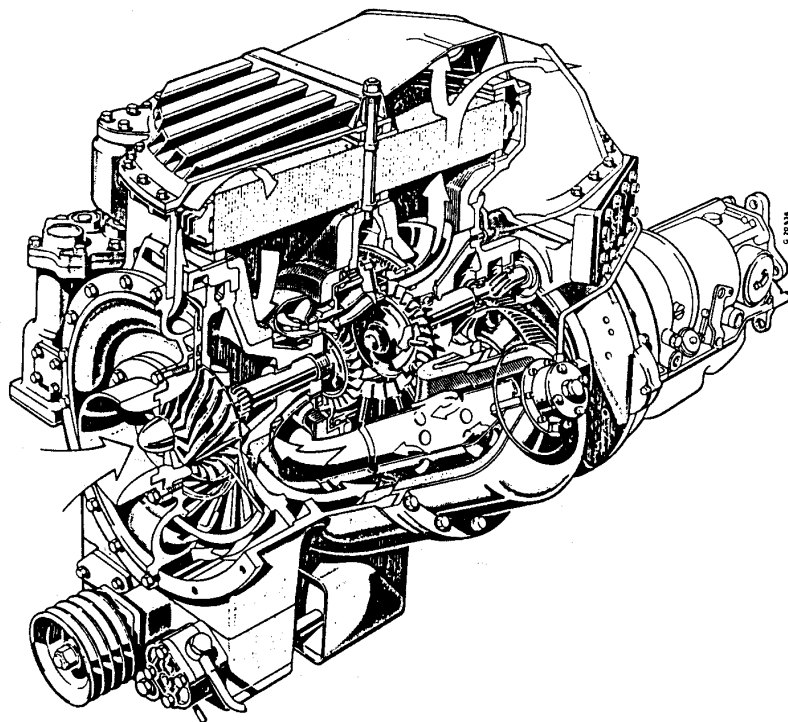
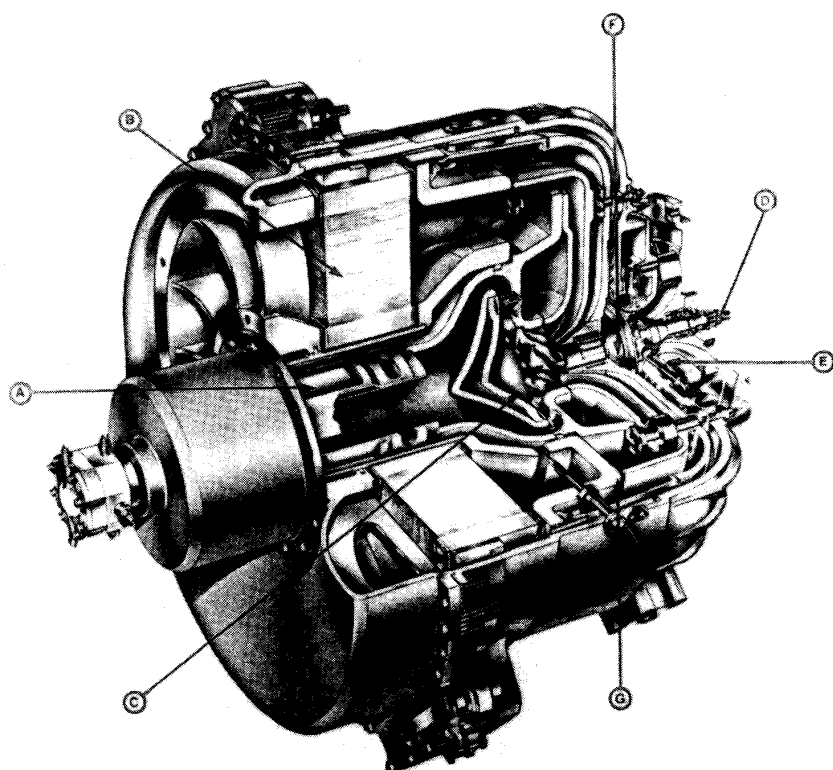


図 4.2 2軸式ガスタービンの一例¹¹⁾ (Benz - PWT 110)



- Ⓐ：燃 焼 器 (セラミックス)
- Ⓑ：熱交換器コア (セラミックス)
- Ⓒ：タービン (セラミックス)
- Ⓓ：ポール軸受 Ⓔ：圧縮機
- Ⓕ：フォイルガス軸受
- Ⓖ：セラミック構造部材

図 4.3 1軸式ガスタービン⁵⁾ (Garrett - AGT101)

れら共通の特徴の一つは、温度効率 90 % 以上という高効率の熱交換器を備えていることで、小型化の要請から、回転蓄熱式のセラミック熱交換器が用いられる。この方式は摺動シールからの高圧空気の漏れが避けられず、圧力比が高くなると洩れ率も増加してエンジン性能を著しく損うことになる。このため、燃費、比出力が最適となる圧力比はおよそ 4～5 であり²⁾、いずれのエンジンも大略この程度の値となっている。

また熱交換器によって燃焼器入口温度は 1200 K 前後まで加熱され、燃焼器のセラミック化が不可欠となるとともに、乗用車に対する厳しい排気規制を満たすためにも NO_x の低減が中心課題となる。

1.4.2 燃焼器開発の動向

本節では、乗用車用セラミックガスタービンの燃焼器において問題となる点や考慮しなければならない項目を列挙し、解決事例は次章に述べる。

(1) 排気浄化

高効率の熱交換器を備え、燃焼器入口空気温度が、1200 K 前後と著しく高いため、CO や HC 等の未燃成分は非常に低い反面、Thermal NO_x の制御にとっては不利であり、NO_x 低減が課題である。ガスタービン乗用車に対する規制値がどのようなものになるか未知であるが、周知のように先進諸国の乗用車に対する排気規制は厳しく、今後緩和

される兆しもない。表 4.1 に我が国の規制値の例を示す。

ガソリン車に対する規制値を触媒等の後処理装置なしで達成する最も効果的な手段は希薄燃焼¹²⁾⁻¹⁵⁾である。液体燃料を使用する場合には予蒸発予混合装置を前置する必要¹⁶⁾があり、自己着火温度を超える高温空気流中で逆火や自己着火を抑制しつつ、混合/蒸発を促進しなければならない。また排気規制は表 4.1 に示すように加減速やアイドリングを含むモード運転に対して規制されており、大幅な負荷変動、すなわち空気比変動にも耐えるシステムでなければならない。従って低 NO_x 化に対して十分に希薄で、かつ保炎に十分な空気比を維持するためには、空気配分を制御する可変機構や燃料のステージングが必要になる場合も生ずる¹⁷⁾。この他、予蒸発予混合システムが機能し始めるまでの暖気方法、急峻な加速が要求された際の応答性確保等の課題がある。

希薄燃焼（広義には触媒燃焼²¹⁾もその一つであるが、ここでは別個に扱う）方式の場合、適用できる燃料は専ら軽油等の窒素を含まないものに限られる。0.1 % 以上の窒素分を含む燃料においては、希薄燃焼中で燃料中窒素の NO_x への転換率が高く、ガソリン車規制値を後処理装置なしで達成することは望み難い¹⁸⁾。

表 4.1 乗用車に対する排気規制の一例（日本）

| 単位：g/km | ガソリン車 | ディーゼル車 (1625kg以上) |
|-----------------|--|-------------------|
| CO | 2.1 | 2.1 |
| HC | 0.25 | 0.4 |
| NO _x | 0.25 | 0.9 (第1次) |
| 測定法 | 10モード平均値 | |
| 備考 | 単位 g/km に $\frac{\text{平均燃費 km/l}}{\text{燃料比重量 kg/l}}$ を乗ずることによりエミッション・インデックス g/kg-fuel に換算できる。 例) 平均10モード燃費 14 km/l の時燃料比重量を 0.82 kg/l とすると表中の値に 17.1 を乗ずると平均のエミッション・インデックス値となる。 | |

(2) 重質燃料への対応

ガスタービンの特徴の一つに多種燃料性が挙げられる。事実微粉炭でデモ走行を実施した例²⁰⁾もあるが、上述の排気規制と両立するものでなければ真の多種燃料性とは言い難い。重油等燃料中に窒素を含む場合には、Fuel NOをN₂に還元する方式が効果的であり、その代表例として Rich-Lean 2 段燃焼方式があるが、30% 程度の水エマルジョンを併用しても後処理装置なしでガソリン車規制を満足することは極めて困難である¹⁸⁾²⁰⁾。

この他残炭分の多い重質油を燃焼させた場合、火炎のふく射率が増し、セラミックライナの熱応力を増大させる問題もある。この傾向は2段燃焼器のRich燃焼室で特に深刻である。また、SO_xやパーティキュレートの問題もあるが、本稿では割愛する。いずれにしても乗用車にどれだけ多種燃料性を求めるかという議論は、これから始まるといってもよく、当分の間はポテンシャル評価のための基礎的研究が主体となる。

(3) セラミックの適用技術

燃焼方式や使用燃料にもよるが、冷却孔を有しないセラミックライナ壁温は1400~1700Kに達する。空気孔周囲は入口空気によって冷却され、引張りの熱応力が作用する²²⁾。このため空気孔からクラックが発生、進展する場合が多い。前項の重油燃焼時に生じたクラックの一例²³⁾を図4.4に示す。この様な高い温度条件で強度を確保するために、高温強度と耐酸化性に優れたセラミック材料を選定しなければならない。この観点から燃焼器ライナ材料として炭化けい素(SiC)を用いる例が多い。SiCは窒素けい素(Si₃N₄)と比較して耐熱衝撃性が低く、着火時や急激な負荷増加時の問題が懸念されるが、トラブル事例は見当らない。反応焼結SiC(RBSC)はマトリクス空孔中の残留Siの存在に起因して電気伝導度が高く、焼結後も放電加工が利用できる他にない利点があるが、2段燃焼器のRich燃焼室内の還元雰囲気中では、この残留Siが表面に溶出して嵌合部の隙間に侵入し、冷却固化時にその部分を破壊するという事例がある²⁴⁾。これに対しては予め強固な酸化膜を形成して残留Siの溶出を抑制する方法が効果的としている。

燃料供給系の簡素化と併せ、セラミックライナ

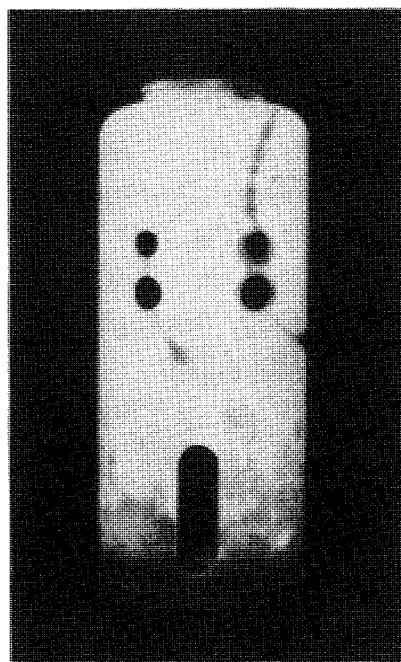


図 4.4 セラミックライナのクラック発生例
(B重油使用時)²³⁾

の成形の容易さ等の面から、燃焼器ライナは単缶式で構成されるのが殆どである。セラミック部品と他の部品との剛な締結は、多くの場合熱歪にとりなり破損を招くため、その支持手段は弾性的でなければならない。同時に締結部からの空気洩れは空気配分率、特に主燃焼領域の混合比の乱調や温度不均一率の悪化の要因となり、ソフトマウント手段とシール手段の両立が求められる。

(佐々木 正史)

〔調査文献〕

- 1) 山崎「自動車用ガスタービンの最近の動向」GTSJ セミナー第12回資料集, 1984
- 2) Gas Turbine International, May-June, 1975
- 3) Thrasher, S. R. "CATE Program Summary" Proc. 21st Automotive Technology Development Contractors' Coordination Meeting · 1983 (以下 A. T. D. CCM と略記)
- 4) Helms, H. E. et al ; "AGT100 Advanced Gas Turbine Technology Development Project", Proc. 23rd A. T. D. CCM, 1984
- 5) Kidwell, J. R. et al. ; "AGT101 Advanced Gas Turbine Technology Development Project", Proc. 23rd A. T. D. CCM. 1984

- 6) Kramer, S. B. et al. : "The Advanced Turbine Technology Applications Program (ATTAP)". SAE Paper 870467. 1987
- 7) Helms, H. E. et al. ; "AGT100/ATTAP Ceramic Technology Development", Reports at 25th A. T. D. CCM. 1987
- 8) Boyd, G. L. et al. ; "AGT101/ATTAP Ceramic Technology Development", Preprints 25th A. T. D. CCM, 1987
- 9) Kronogard, S. O, : "Highlights in the Development of the KTT Automotive Gas Turbine", Proc. 20th A. T. D. CCM, 1982
- 10) 例えば渡辺ら「ガスタービン乗用車の開発」自動車技術会昭63年度・春季学術講演会予稿集, 1988
- 11) Hempel, H et al. ; "Structural Analysis and life Prediction for Ceramic Gas Turbine Components for the Mercedes-Benz Research Car 2000", ASME Paper, 86-GT-199, 1986
- 12) Wade, W. R. et al. ; "Low Emissions Combustion for the Regenerative Gas Turbine - Part 1", Trans ASME, J, Eng. Power, 1974
- 13) Holzapfel, I. et al ; "Design and Development of a Low Emission Combustor for a Car Gas Turbine", ASME paper, 78-GT-155. 1978
- 14) Sanborn, J. W. at al. ; "Design of a Low Emission Combustor for an Automotive Gas Turbine", AIAA, 83-0338, 1983
- 15) 佐々木, 伊藤「希薄均一予混合気によるガスタービン用燃焼器の排気特性」, 第23回燃焼シンポジウム, 1985
- 16) 林「ガスタービン燃焼器のNO_x排出低減の研究(1)」, NAL・Report TM・470, 1982
- 17) Cornelius, W, et al. ; "A Low Emission Combustor for an Automotive Gas Turbine", SAE Paper 820175, 1982
- 18) Sasaki, M. et al. ; "A Study on NO_x Emission from Gas Turbine Combustor", ASME Paper, 86-GT-168, 1986
- 19) Stettler, R. J. ; "Initial Evaluation of a Coal Burning Turbine Powered Vehicle System", ASME Paper ,83-GT183. 1983
- 20) Sasaki, M. et al ; "NO_x Reduction Using Fuel Bonded Nitrogen in Two Stage Combustor for Regenerative Automotive Gas Turbine", 87-TOKYO-IGTC-55, 1987
- 21) Anderson, D. N. ; "Catalytic Combustor for the Automotive Gas Turbine Engine", NASA-TMX-73589, 1977
- 22) Achiwa, S. et al. ; "Thermal Characteristics of Gas Turbine Combustor in High Temperature Operation", 83-TOKYO-IGTC-23, 1983
- 23) Private data (日産)
- 24) 佐々木ほか「反応焼結SiC製燃焼器ライナの開発と問題点」GTSJ第16回定期講演会予稿集, 1988
- 25) Itoh, T., et al., "An Analysis of Failure Strength in Ceramic Radial Turbines", Proc. of 2nd Intern. Symp. on Ceramic Materials and Components for Engines, 1986
- 26) Kobayashi, Y., et al., "Hot Gas Spin Testing of Ceramic Radial Turbine Rotors", 87-TOKYO-IGTC-122, 1987

1987年ガスタービン及び過給機生産統計

統計作成委員会⁽¹⁾

I. 生産統計の概要

1. 統計作成委員会の活動について

(1) 1987年のわが国のガスタービン及び過給機を生産統計に関して、例年にならい統計資料の蒐集及び集計を行い、統計を作成して会誌の本号に掲載した。なおこの統計は、前年に続き今後発行される英文Bulletinにも、掲載する予定である。

(2) 過給機を生産統計は4年目になるが、今後共統計内容充実のため各社の協力をお願いしたい。

(3) 英文Bulletinに今後掲載することを考慮して、今回から図及び表の中の項目欄には英文を併記することにした。

2. 1987年ガスタービン生産統計

(1) 陸船用ガスタービンでは、前年に比べ、全出力は5%減少したが、総台数は28%増加した。このうち、小型(1,000 PS未満)は出力、台数共にそれぞれ30%、41%と増加が目立ち、中型(1,000 PS以上30,000 PS未満)は出力で3%減少したが台数では4%増加、大型(30,000 PS以上)は出力で10%減少し台数では50%増加した。また、国内向けは出力、台数共にそれぞれ54%、31%増加したのに対し、輸出向けは出力で42%減少し台数では6%増加した。

(2) 小型は国内向け非常用発電用が中心であることは変わらないが、前年の落ち込みは回復しさらに増加した。小型のベースロード発電用が、国内で9台、輸出で7台あることは注目される。

(3) 中型は発電用が国内、輸出共台数で前年並であり、自家用ベースロード発電用が国内で8台、輸出で6台含まれ、これは小型の場合と共に最近の熱併給発電設備(コージェネレーション)の普及と関連している。

(4) 大型はいずれも発電用で、国内自家用が2台、輸出は事業用3台、自家用7台であったが、平均単機出力は40%減で約37,000 kWである。

(5) 国内向けは、小型では北海道、関東、中部及び中国地方での伸び率が高く、中型では関東及び近畿地方の比率が特に高い。一方、輸出向けは、従来の大きな市場であったアジア向けが約半分に減少したが、大洋州向けが増加し、中東向けもやや回復し、欧州向け台数が増加した。

(6) 燃料の種類を見ると、出力でガス燃料が58%、液体燃料が42%であり、大型はすべてガス燃料である。国内向けの大型機1台は、高炉ガスとコークス炉ガスの混合ガスを使用するもので、初めての例である。

(7) 航空用ガスタービンでは、ターボジェット/ターボファンエンジンは前年からスラストで2%増加し、台数で2%減少した。なお、国産開発のF3-30ターボファンエンジンの量産機が、T-4国産中等練習機用に初めて2台納入された。

(8) ターボシャフト/ターボプロップエンジンは、前年から出力で40%、台数で4%増加したが、これは主として対潜哨戒機P-3C用T56ターボプロップエンジンの台数増加によるものである。

- | | |
|---------|-----------------|
| (1) 委員長 | 青木 千明 (石川島播磨重工) |
| 委員 | 池上 寿和 (三菱重工) |
| | 石川 庄一 (日立製作所) |
| | 臼井 俊一 (日本鋼管) |
| | 内田 晴記 (川崎重工) |
| | 渋谷 剛 (石川島播磨重工) |
| | 村尾 麟一 (青山学院大) |
| | 吉識 晴夫 (東大生研) |
| | 青木 庸治 (新潟鉄工) |
| | 岡崎洋一郎 (三菱重工) |
| | 綿貫 一男 (石川島播磨重工) |

(昭和63年5月11日原稿受付)

(9) 5ヶ国共同開発V 2500ターボファンエンジンの試作機用ファン部（日本担当部分）12台分（最初からの累計25台）が、日本航空機エンジン協会から出荷された。（これはエンジン組立でないため生産統計には加えていない。）

3. 1987年過給機生産統計

(1) 資料提供社数が1社増加して13社となり、型式数は前年より5%増加したが、翼車外径100mmを越え300mm以下の型式の増加が多い。

(2) 翼車外径100mmを越す過給機の台数は、前年の2.6倍となったが、これは資料提供社が増えたためで、実態はほぼ横這いといえる。（このため、統計図には前年の統計を記載しない。）

(3) 翼車外径100mm以下の過給機の台数については、その概要に関して各社の御協力をいただき、推定概数は1,500,000台になるものとみられ、台数ではこの区分のものが大多数を占める。

II. 統 計

1. 最近5年間のガスタービン生産推移

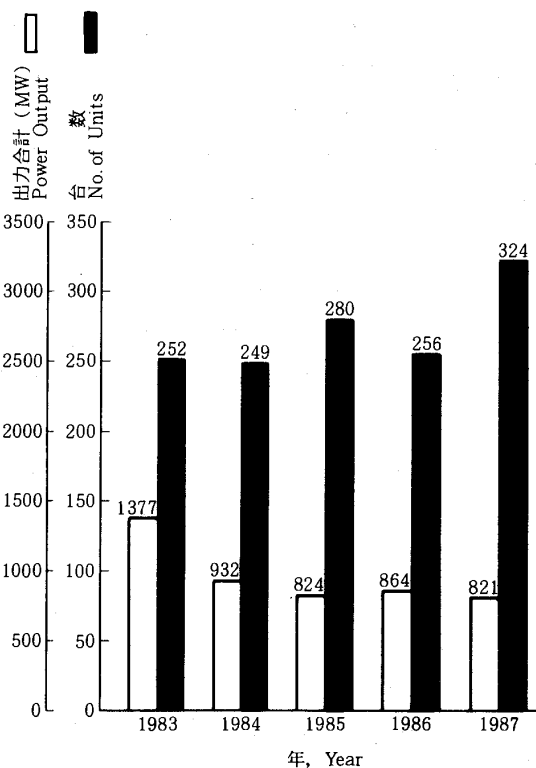


図1 陸船用ガスタービン

〔備 考〕

- (1) 暦年（1～12月）に納入されたガスタービンまたは過給機を対象とした。
- (2) 出力及びスラストの基準状態は、入口空気条件を圧力1.013bar（760mmHg）、温度15℃とした。
- (3) 出力は、陸船用ガスタービンでは常用出力で、ターボジェット/ターボファンエンジンでは海面上静止最大スラストで、ターボシャフト/ターボプロップエンジンでは海面上静止常用出力で集計した。
- (4) メートル馬力（PS）、英馬力（HP）とキロワット（kW）との間の換算は下記によった。

$$1 \text{ PS} = 0.7355 \text{ kW}$$

$$1 \text{ HP} = 0.7457 \text{ kW}$$

$$= 1.0139 \text{ PS}$$

- (5) 図1～3の1983～1986年の統計については、最新のデータにより一部修正されたものがある。
- (6) 各統計表の間で、四捨五入により最小桁が異なっているものもある。

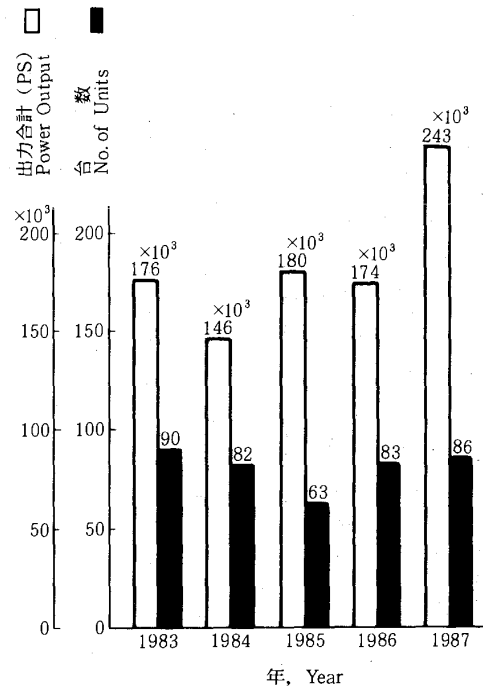
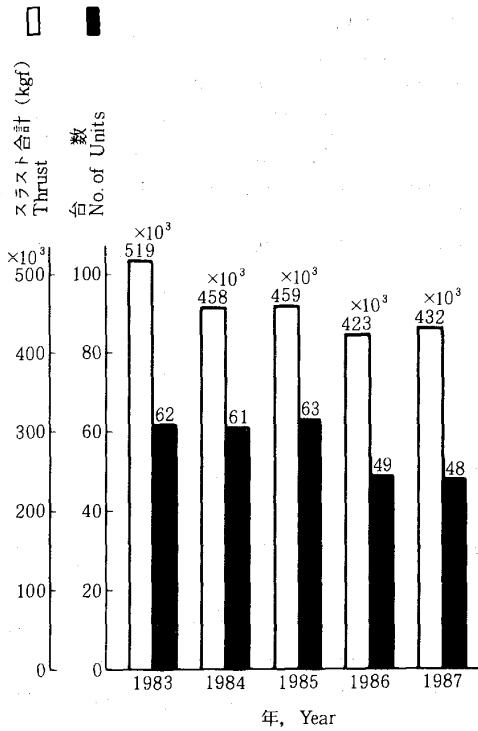


図2 ターボジェット/ターボファンエンジン

図3 ターボシャフト/ターボプロップエンジン

2. 陸船用ガスタービン

表1 1987年用途別生産台数及び出力 (kW)

| 区分(Size) | | 小型, Small Unit 0 ~ 999 PS | | 中型, Medium Unit 1,000 ~ 29,999 PS | | 大型, Large Unit 30,000 PS ~ | | 全出力 Total | |
|---|-------------|------------------------------|------------------|--------------------------------------|------------------|-------------------------------|------------------|--------------|------------------|
| 用途 Application | コード Code | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) |
| ベースロード発電用 Generator Drive for Base Load | BL | 16 | 7,048 | 14 | 41,265 | 12 | 444,280 | 42 | 492,593 |
| ピークロード発電用 Generator Drive for Peak Load | PL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 非常用発電用 Generator Drive for Emergency | EM | 199 | 67,095 | 71 | 107,940 | 0 | 0 | 270 | 175,035 |
| 艦艇用 Military Marine | MM | 0 | 0 | 12 | 153,043 | 0 | 0 | 12 | 153,043 |
| 合計 Total | | 215 | 74,143 | 97 | 302,248 | 12 | 444,280 | 324 | 820,671 |

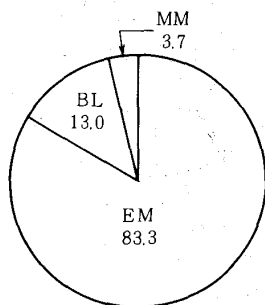


図4 1987年用途別台数割合 (%)

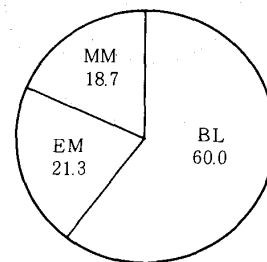


図5 1987年用途別出力割合 (%)

表2 1987年燃料別生産台数及び出力(kW)

| 区分(Size) | | 小型, Small Unit 0 ~ 999 PS | | 中型, Medium Unit 1,000 ~ 29,999 PS | | 大型, Large Unit 30,000 PS ~ | | 全出力 Total | | |
|--------------------------------|---|------------------------------|------------------|--------------------------------------|------------------|-------------------------------|------------------|--------------|------------------|---------|
| 燃料種類 Kind of Fuel | コード Code | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | |
| Gas- eous Fuel | 天然ガス Natural Gas | GNG | 0 | 0 | 6 | 9,893 | 10 | 281,480 | 16 | 291,373 |
| | 液化天然ガス Liquified Natural Gas | LNG | 1 | 480 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 480 |
| | 都市ガス Town Gas | GTW | 2 | 1,397 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2 | 1,397 |
| | プラントオフガス Plant Off Gas | GOG | 0 | 0 | 1 | 12,000 | 1 | 38,000 | 2 | 50,000 |
| | プロセスガス Process Gas | GRF | 0 | 0 | 1 | 10,000 | 0 | 0 | 1 | 10,000 |
| | 高炉ガス/コークス炉ガス Blast Furnace Gas /Coke Oven Gas | GBF/GCO | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 124,800 | 1 | 124,800 |
| | 小計 Sub Total | | 3 | 1,877 | 8 | 31,893 | 12 | 444,280 | 23 | 478,050 |
| Liquid Fuel | 灯油 Kerosene | T | 40 | 9,551 | 10 | 22,850 | 0 | 0 | 50 | 32,401 |
| | 軽油 Gas Oil | K | 22 | 5,385 | 27 | 173,048 | 0 | 0 | 49 | 178,433 |
| | 重油1種 Heavy Oil No. 1 | H1 | 150 | 57,329 | 52 | 74,456 | 0 | 0 | 202 | 131,785 |
| | 小計 Sub Total | | 212 | 72,265 | 89 | 270,354 | 0 | 0 | 301 | 342,619 |
| ガス/液体燃料 Gaseous/Liquid Fuel | | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 固体燃料 Solid Fuel | | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 合計 Total | | | 215 | 74,142 | 97 | 302,247 | 12 | 444,280 | 324 | 820,669 |

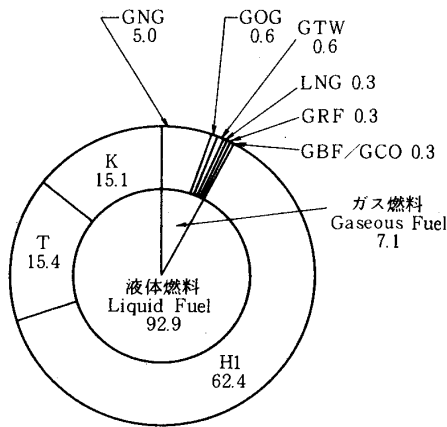


図6 1987年燃料別台数割合 (%)

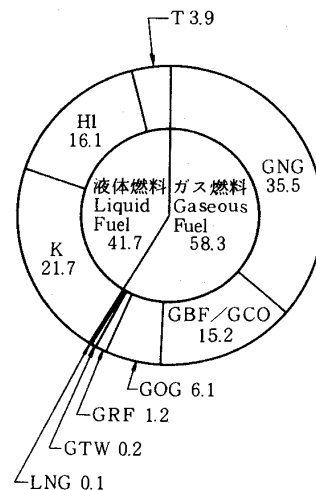


図7 1987年燃料別出力割合 (%)

表3 1987年地域別納入台数及び出力(kW)

| 区分(Size) | | 小型, Small Unit 0 ~ 999 PS | | 中型, Medium Unit 1,000 ~ 29,999 PS | | 大型, Large Unit 30,000 PS ~ | | 全出力 Total | |
|-------------------------|-------------------------------|------------------------------------|------------------|--------------------------------------|------------------|-------------------------------|------------------|--------------|------------------|
| 地域別 Location | | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) |
| 国内 向け | 北海道 Hokkaido | 12 | 4,006 | 2 | 4,169 | 0 | 0 | 14 | 8,175 |
| | 東北 Tohoku | 25 | 8,855 | 3 | 4,118 | 0 | 0 | 28 | 12,973 |
| | 関東 Kantoh | 62 | 22,135 | 24 | 53,636 | 2 | 162,800 | 88 | 238,571 |
| | 中部 Chuubu | 41 | 16,827 | 7 | 11,794 | 0 | 0 | 48 | 28,621 |
| | 近畿 Kinki | 18 | 6,535 | 16 | 30,287 | 0 | 0 | 34 | 36,822 |
| | 中国 Chuugoku | 17 | 5,291 | 3 | 5,075 | 0 | 0 | 20 | 10,366 |
| | 四国 Shikoku | 8 | 2,719 | 1 | 1,250 | 0 | 0 | 9 | 3,969 |
| | 九州 Kyushuu | 19 | 5,018 | 8 | 12,121 | 0 | 0 | 27 | 17,139 |
| | 沖縄 Okinawa | 0 | 0 | 1 | 1,177 | 0 | 0 | 1 | 1,177 |
| | Domestic Use | 船用主機 Marine Propulsion Auxiliaries | 0 | 0 | 12 | 153,043 | 0 | 0 | 12 |
| 船用補機 Marine Auxiliaries | | 0 | 0 | 6 | 7,502 | 0 | 0 | 6 | 7,502 |
| | 小計 Sub Total | 202 | 71,386 | 83 | 284,172 | 2 | 162,800 | 287 | 518,358 |
| 輸出 向け | 北米 North America | 1 | 699 | 3 | 4,119 | 0 | 0 | 4 | 4,818 |
| | 中南米 South and Central America | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | アジア Asia | 2 | 1,162 | 2 | 2,721 | 2 | 50,560 | 6 | 54,443 |
| | 大洋州 Oceania | 0 | 0 | 0 | 0 | 5 | 126,400 | 5 | 126,400 |
| | 欧州 Europe | 9 | 668 | 7 | 8,293 | 0 | 0 | 16 | 8,961 |
| | ソ連 USSR | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 中東 Middle East | 0 | 0 | 0 | 0 | 3 | 104,520 | 3 | 104,520 |
| For Export | アフリカ Africa | 1 | 228 | 2 | 2,942 | 0 | 0 | 3 | 3,170 |
| | 小計 Sub Total | 13 | 2,757 | 14 | 18,075 | 10 | 281,480 | 37 | 302,312 |
| 合計 Total | | 215 | 74,143 | 97 | 302,247 | 12 | 444,280 | 324 | 820,670 |

表4 1987年被駆動機械別生産台数及び出力(kW)

| 区分(Size) | | 小型, Small Unit 0 ~ 999 PS | | 中型, Medium Unit 1,000 ~ 29,999 PS | | 大型, Large Unit 30,000 PS ~ | | 全出力 Total | |
|------------------------------|-------------|------------------------------|------------------|--------------------------------------|------------------|-------------------------------|------------------|--------------|------------------|
| 被駆動機械 Driven Machinery | コード Code | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) |
| 発電機 Electric Generator | G | 215 | 74,143 | 85 | 149,205 | 12 | 444,280 | 312 | 667,628 |
| 軸出力 Shaft Power | SP | 0 | 0 | 12 | 153,043 | 0 | 0 | 12 | 153,043 |
| 合計 Total | | 215 | 74,143 | 97 | 302,248 | 12 | 444,280 | 324 | 820,671 |

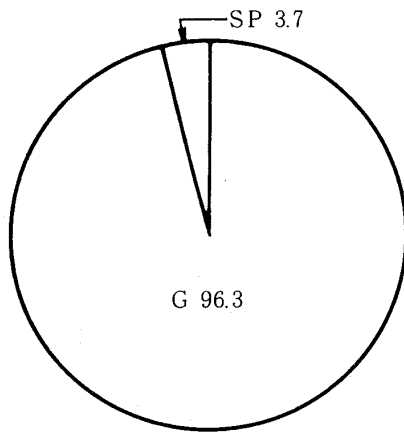


図8 1987年被駆動機械別台数割合(%)

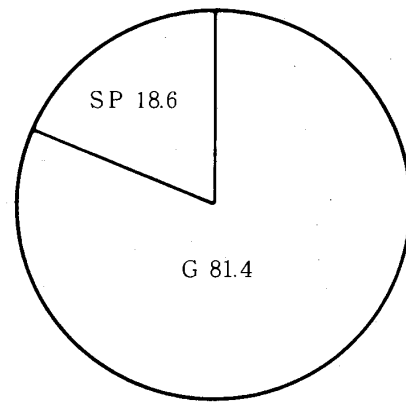


図9 1987年被駆動機械別出力割合(%)

表5 1987年出力区分別生産台数及び出力(kW)

| 出力区分(PS) Unit Output | | 台数 Units | 出力 Output(kW) |
|--------------------------------------|-----------------|-------------|------------------|
| 小型, Small Unit 0 ~ 999 PS | 0 ~ 199 | 12 | 521 |
| | 200 ~ 499 | 112 | 24,915 |
| | 500 ~ 999 | 91 | 48,707 |
| | 小計 Sub Total | 215 | 74,143 |
| 中型, Medium Unit 1,000 ~ 29,999 PS | 1,000 ~ 5,999 | 83 | 127,205 |
| | 6,000 ~ 13,999 | 1 | 10,000 |
| | 14,000 ~ 21,999 | 13 | 165,043 |
| | 22,000 ~ 29,999 | 0 | 0 |
| | 小計 Sub Total | 97 | 302,248 |
| 大型, Large Unit 30,000 PS ~ | 30,000 ~ 59,999 | 11 | 319,480 |
| | 60,000 ~ | 1 | 124,800 |
| | 小計 Sub Total | 12 | 444,280 |
| 合計 Total | | 324 | 820,671 |

表6 1987年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力(kW)

| 区分(Size) | | 小型, Small Unit 0 ~ 999 PS | | 中型, Medium Unit 1,000 ~ 29,999 PS | | 大型, Large Unit 30,000 PS ~ | | 全出力 Total | | |
|-----------------------------|-------------------|------------------------------|-------------|--------------------------------------|-------------|-------------------------------|-------------|------------------|-------------|------------------|
| 発電用(Generator Drives) | 用途 Application | コード Code | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) | 台数 Units | 出力 Output(kW) |
| 国内 事業用 | ベースロード発電用 | BL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | ピークロード発電用 | PL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 非常用発電用 | EM | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| Domestic/ Public Use | 小計 Sub Total | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 国内 自家用 | ベースロード発電用 | BL | 9 | 5,752 | 8 | 33,101 | 2 | 162,800 | 19 | 201,653 |
| | ピークロード発電用 | PL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 非常用発電用 | EM | 193 | 65,634 | 63 | 98,029 | 0 | 0 | 256 | 163,663 |
| Domestic/ Private Use | 小計 Sub Total | | 202 | 71,386 | 71 | 131,130 | 2 | 162,800 | 275 | 365,316 |
| 国内合計 Domestic Use/ Total | | | 202 | 71,386 | 71 | 131,130 | 2 | 162,800 | 275 | 365,316 |
| 輸出 事業用 | ベースロード発電用 | BL | 0 | 0 | 0 | 0 | 3 | 104,520 | 3 | 104,520 |
| | ピークロード発電用 | PL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 非常用発電用 | EM | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| For Export/ Public Use | 小計 Sub Total | | 0 | 0 | 0 | 0 | 3 | 104,520 | 3 | 104,520 |
| 輸出 自家用 | ベースロード発電用 | BL | 7 | 1,296 | 6 | 8,164 | 7 | 176,960 | 20 | 186,420 |
| | ピークロード発電用 | PL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 非常用発電用 | EM | 6 | 1,461 | 8 | 9,911 | 0 | 0 | 14 | 11,372 |
| For Export/ Private Use | 小計 Sub Total | | 13 | 2,757 | 14 | 18,075 | 7 | 176,960 | 34 | 197,792 |
| 輸出合計 For Export/ Total | | | 13 | 2,757 | 14 | 18,075 | 10 | 281,480 | 37 | 302,312 |
| 事業 用 | ベースロード発電用 | BL | 0 | 0 | 0 | 0 | 3 | 104,520 | 3 | 104,520 |
| | ピークロード発電用 | PL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 非常用発電用 | EM | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| Public Use | 合計 Total | | 0 | 0 | 0 | 0 | 3 | 104,520 | 3 | 104,520 |
| 自家 用 | ベースロード発電用 | BL | 16 | 7,048 | 14 | 41,265 | 9 | 339,760 | 39 | 388,073 |
| | ピークロード発電用 | PL | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 非常用発電用 | EM | 199 | 67,095 | 71 | 107,940 | 0 | 0 | 270 | 175,035 |
| Private Use | 合計 Total | | 215 | 74,143 | 85 | 149,205 | 9 | 339,760 | 309 | 563,108 |
| 総計 Grand Total | | | 215 | 74,143 | 85 | 149,205 | 12 | 444,280 | 312 | 667,628 |

Note : Code Explanation BL : For Base Load PL : For Peak Load EM : For Emergency

3. 航空用ガスタービン

表7 1987ターボジェット/ターボファン
エンジン生産台数及びスラスト (kgf)

| | | | |
|----------------------|----|--------------------------|---------|
| 生産台数 No. of Units | 48 | スラスト合計*1 Thrust (kgf) | 432,240 |
|----------------------|----|--------------------------|---------|

*1 海面上静止最大スラスト
Maximum Thrust at
Sea Level Static Condition

表8 1987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)

| 区分(Size) | 0 ~ 999 PS | | 1,000 PS ~ | | 全出力 Total | |
|---------------------------------|-------------|--------------------|-------------|--------------------|--------------|--------------------|
| | 台数 Units | 出力*2 Output(PS) | 台数 Units | 出力*2 Output(PS) | 台数 Units | 出力*2 Output(PS) |
| 固定翼機用 Fixed Wing Aircraft | 0 | 0 | 43 | 190,275 | 43 | 190,275 |
| ヘリコプタ用 Helicopter | 0 | 0 | 28 | 51,524 | 28 | 51,524 |
| 補助機関駆動 Aux. Drive Units | 15 | 810 | 0 | 0 | 15 | 810 |
| 合計 Total | 15 | 810 | 71 | 241,799 | 86 | 242,609 |

*2 海面上静止常用出力
Normal Output at Sea Level Static Condition

4. 過給機

表9 1987年過給機生産台数及び型式数

| 区 分 Size | | 台 数 No. of Units | 型 式 数 No. of Models |
|---|----------|---------------------------|------------------------|
| 圧縮機翼車外径 (mm) Outside Diameter of Compressor Impeller | 0 ~ 100 | (概数 Estimation 1,500,000) | 53 |
| | ~ 200 | 7,972 | 26 |
| | ~ 300 | 1,035 | 17 |
| | ~ 400 | 528 | 15 |
| | ~ 500 | 87 | 10 |
| | ~ 600 | 76 | 12 |
| | ~ 700 | 182 | 10 |
| | ~ 800 | 0 | 2 |
| | ~ 900 | 43 | 8 |
| ~ 1,000 | 0 | 2 | |
| 合 計 Total | 9,923 *4 | 155 *3 | |
| 資料提供社数 No. of Companies Which supplied Data | | 13 | |

*3 型式はいずれも排気タービン式である。
Every model is an exhaust turbine type supercharger.
*4 圧縮機翼車外径 100 mm を越す分を示す。
This shows total number of superchargers over 100 mm in impeller diameter.

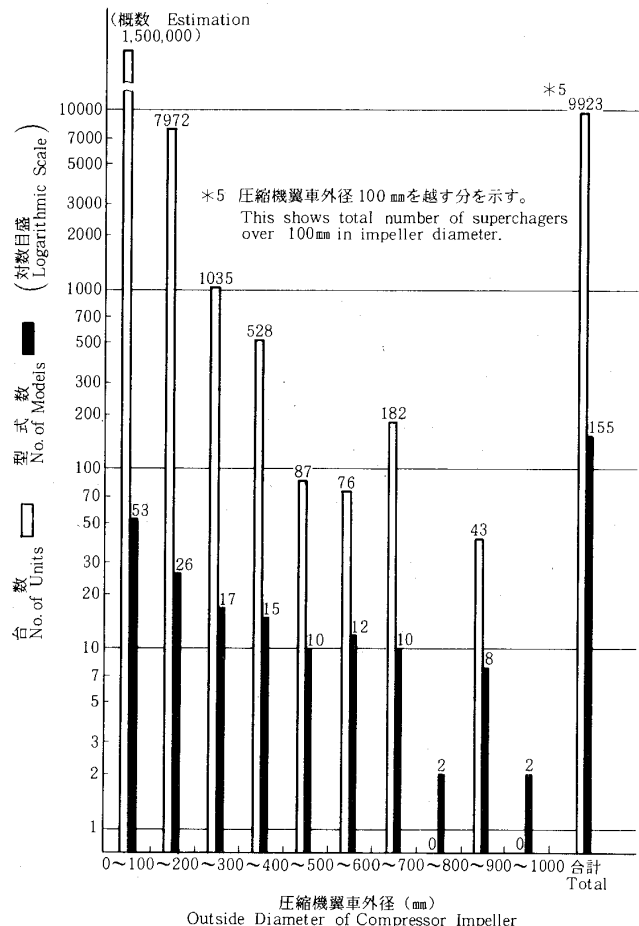


図10 1987年過給機生産台数及び型式数

「THE 33RD ASME INTERNATIONAL GAS TURBINE
AND AEROENGINE CONGRESS AND EXPOSITION」
June 5 ~ 9, 1988 Amsterdam, The Netherlands

論文リスト

AIRCRAFT

- The Future of the Military Aircraft Gas Turbine Engine**
B. KOFF, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(Presentation without Publication)
- XG 40 - Advanced Combat Engine Technology Demonstrator Programme**
A. F. JARVIS, Rolls-Royce plc, Bristol, England
(ASME Paper No. 88-GT-300)
- M88 Engine Development Status**
A. BARBOT, SNECMA, Moissy Cramayel, France
(Presentation without Publication)
- A New Method of Modeling Underexpanded Exhaust Plumes for Wind Tunnel Aerodynamic Testing**
V. SALEMANN and J. M. WILLIAMS, Boeing Advanced Systems Co., Seattle, WA
(ASME Paper No. 88-GT-288)
- Aircraft Engine Subjected to the Loss of a Fan Blade - Analytical and Experimental Evaluation**
A. S. RANGWALA, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-169)
- Navy V/STOL Engine Experience in Altitude Test Facility**
W. H. CUNNINGHAM and J. F. BOYTOS, Naval Air Propulsion Center, Trenton, NJ
(ASME Paper No. 88-GT-317)
- Fiber Optics Based Jet Engine Augmenter Viewing System**
P. J. MURPHY, D. W. JONES and R. R. JONES, III, Sverdrup Technology, Inc., Arnold AFB, TN
A. E. LENNERT, (Retired), Tullahoma, TN
(ASME Paper No. 88-GT-320)
- Second Sourcing of a Jet Engine**
J. HIX, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 88-GT-145)
- Teaming for Major Systems Development: Paradox or Panacea?**
J. BYRD, Allison Gas Turbine, Indianapolis, IN
P. HURLEY, Garrett Turbine Engine Co., Phoenix, AZ
(Presentation without Publication)
- Teaming - A Case Study**
S. D. WHITE, Textron Lycoming, Stratford, CT
R. A. WOLFE, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 88-GT-304)
- Competitive Acquisition - What Makes Sense for Engines?**
M. S. COALSON, Beavercreek, OH
(ASME Paper No. 88-GT-309)
- A New Model for DOD Procurement of Aircraft Gas Turbine Engines**
H. D. STETSON, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(Presentation without Publication)
- Real Time Simulators for Use in Design of Integrated Flight/Propulsion Controls**
W. J. DAVIES, C. L. JONES and R. A. NOONAN, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 88-GT-24)
- Multivariable Turbofan Engine Control for Full Flight Envelope Operation**
J. A. POLLEY, S. ADIBHATLA and P. J. HOFFMAN, G.E. Aircraft Engines, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-6)
- A Comparison of Engine Design Life Optimization Results Using Deterministic and Probabilistic Life Prediction Techniques**
E. J. REED, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 88-GT-259)
- Calibration of CFD Methods for High Mach Number Aeroengine Flowfields**
J. R. CHAWNER, G. S. SPRAGLE and R. J. MATUS, General Dynamics, Fort Worth, TX
(ASME Paper No. 88-GT-199)
- Weibull Analysis Techniques on a Desktop Computer**
J. L. BYERS, Naval Air Development Center, Warminster, PA
(ASME Paper No. 88-GT-285)
- NNEPEQ-Chemical Equilibrium Version of the Navy/NASA Engine Program**
L. H. FISHBACH, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
S. GORDON, Sanford Gordon Associates, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-314)
- F100-PW-229 Higher Thrust in Same Frame Size**
B. L. KOFF, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 88-GT-312)
- Development of the F404/RM12 for the JAS 39 Gripen**
L. LARSSON, Volvo Flygmotor AB, Trollhattan, Sweden
L. B. VENO, and W. J. DAUB, General Electric Co., Lynn, MA
(ASME Paper No. 88-GT-305)
- Development of the T406-AD-400 Oil Scavenge System for the V-22 Aircraft**
J. R. ARVIN, Allison Gas Turbine, Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 88-GT-297)
- Low Cost Rotary Wing Aircraft Propulsion System: RTM322**
P. V. LANGDELL, Rolls-Royce, plc, Leavesden, England
(Presentation without Publication)
- Benefits from Improved Hot Section Technology**
A. DENNIS, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT
H. M. CRAIG, Pratt & Whitney, E. Hartford, CT
(Presentation without Publication)
- (The papers in this session appear in bound volume, Order #1 00268)
- NASA HOST Project Overview**
D. E. SOKOLOWSKI, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
- Structural Analysis Methods Development for Turbine Hot Section Components**
R. L. THOMPSON, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
- Structural Analysis Applications**
R. L. MCKNIGHT, General Electric Co., Evendale, OH
- Fatigue Life Prediction Modeling for Turbine Hot Section Materials**
G. R. HALFORD, T. G. MEYER, R. S. NELSON, D. M. NISSLEY and G. A. SWANSON, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
- Life Modeling of Thermal Barrier Coatings for Aircraft Gas Turbine Engines**
R. A. MILLER, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
- Advanced High Temperature Instrumentation for Hot Section Research Applications**
D. R. ENGLUND and R. G. SEASHOLTZ, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
- Assessment, Development, and Application of Combustor Aerothermal Models**
J. D. HOLDEMAN and E. J. MULARZ, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
H. C. MONGIA, Allison Gas Turbine, Indianapolis, IN

Review and Assessment of the Database and Numerical Modeling for Turbine Heat Transfer

H. J. GLADDEN and R. J. SIMONEAU, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH

Views on the Impact of HOST

J. B. ESGAR, Sverdrup Technology, Inc./NASA Lewis Research Center, Middleburg Hts., OH
D. E. SOKOLOWSKI, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH

Energy Maneuverability and Engine Performance Requirements

M. J. CADDY and W. K. ARNOLD, Naval Air Development Center, Warminster, PA
(ASME Paper No. 88-GT-303)

A New Source of Lightweight, Compact Multifuel Power for Vehicular Light Aircraft and Auxiliary Applications - The John Deere SCORE™ Engines

C. JONES, John Deere Technologies International, Inc., Woodridge, NJ
(ASME Paper No. 88-GT-271)

Evaluation of Potential Engine Concepts for a High Altitude Long Endurance Vehicle

E. J. KOWALSKI, Boeing Advanced Systems Company, Seattle, WA
(ASME Paper No. 88-GT-321)

A Vision for the Future - Federal Express

D. O. BARBER, Federal Express, Memphis, TN
(Presentation without Publication)

Hypersonic Turbine Engine Concepts Study

D. ESSMAN, Air Force Wright Aeronautical Laboratory, Wright-Patterson AFB, OH
(Presentation without Publication)

Technical Approach for a Multipurpose Small Power Unit

R. G. THOMPSON, Sundstrand Turbomach, San Diego, CA
S. D. PARKER, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 88-GT-263)

The General Electric UDF™ - Results of the Proof of Concept Program

N. EPSTEIN, General Electric Co., Cincinnati, OH
(Presentation without Publication)

The CFM56 Engine Family An International Development

L. M. SPENCE, General Electric Co., Cincinnati, OH
G. SANGIS, SNECMA, Moissy-Cramayel, France
(ASME Paper No. 88-GT-296)

Developing the Rolls-Royce Tay

N. J. WILSON, Rolls-Royce plc, East Kilbride, Scotland
(ASME Paper No. 88-GT-302)

Design Aspect of Recent Developments in Rolls-Royce RB211-524 Powerplants

R. J. PARKES, Rolls-Royce plc, Derby, England
(ASME Paper No. 88-GT-301)

Further Aspects of the UK Engine Technology Demonstrator Programme

D. W. HUGHES and W. J. CHRISPIN, United Kingdom Ministry of Defence, London, England
(ASME Paper No. 88-GT-104)

Thermomechanical Advances for Small Gas Turbine Engines: Present Capabilities and Future Direction in Gas Generator Designs

M. PROPEN, H. VOGEL and S. AKSOY, Textron Lycoming, Stratford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-213)

Stratified Charge Rotary Engines for Aircraft

R. E. MOUNT and G. GUARDA, John Deere Technologies International, Inc., Wood-Ridge, NJ
(ASME Paper No. 88-GT-311)

Brushes as High Performance Gas Turbine Seals

J. G. FERGUSON, Rolls-Royce plc, Filton, Bristol, England
(ASME Paper No. 88-GT-182)

A UK Perspective on Engine Health Monitoring (EHM) Systems for Future Technology Military Engines

N. A. BAIRSTO, United Kingdom Ministry of Defence, London, England
(ASME Paper No. 88-GT-148)

CERAMICS**Electron Microscopy Techniques for the Microstructural Characterization of Silicon Nitride**

K. N. SIEBEIN and R.L. YECKLEY, Norton Co., Northboro, MA
(ASME Paper No. 88-GT-184)

Whisker Orientation Measurements in Injection Molded Si₃N₄-SiC Composites

J. T. NEIL and D.A. NORRIS, GTE Laboratories, Inc., Waltham, MA
(ASME Paper No. 88-GT-193)

Application of Electron Microscopy for the Analysis of the Mechanical Behavior of Advanced Ceramics

V. J. TENNERY, L. F. ALLARD, and T. A. NOLAN, Oak Ridge National Laboratory, Oak Ridge, TN
M. H. RAWLINS, American Matrix Corporation, Knoxville, TN
(ASME Paper No. 88-GT-72)

Microstructural Effects on Fracture Toughness of Polycrystalline Ceramics in Combined Mode I and Mode II Loading

D. SINGH and D. K. SHETTY, University of Utah, Salt Lake City, UT
(ASME Paper No. 88-GT-208)

Effects of Subcritical Crack Growth on Fracture Toughness of Ceramics Assessed in Chevron-Notched Three-Point Bend Tests

L. Y. CHAO, D. SINGH and D.K. SHETTY, University of Utah, Salt Lake City, UT
(ASME Paper No. 88-GT-185)

Ceramics Reliability: Statistical Analysis of Multiaxial Failure Using the Weibull Approach and the Multiaxial Elemental Strength Model

J. LAMON, Battelle-Geneva Research Centres, Geneva, Switzerland
(ASME Paper No. 88-GT-147)

Design and Test of Non-Rotating Ceramic Gas Turbine Components

A. L. NEUBURGER and G. CARRIER, Pratt & Whitney Canada, Inc., Longueuil, PQ Canada
(ASME Paper No. 88-GT-146)

Ceramic Bearings for Use in Gas Turbine Engines

E. V. ZARETSKY, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-138)

Current Status and Future Trends in Turbine Application of Thermal Barrier Coatings

K. D. SHEFFLER and D. K. GUPTA, Pratt & Whitney, E. Hartford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-286)

Processing Aspects of Plasma Sprayed Ceramic Coatings

R. C. NOVAK, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-289)

How to Achieve Strain Tolerant Thermal Barrier Coatings (TBC's) by Means of Varying Spray Parameters

G. JOHNER and V. WILMS, Leybold AG, Hanau, FR Germany
K. K. SCHWEITZER, MTU München GmbH, München, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-313)

Porosity Determination of Thermal Barrier Coatings

M. VAN ROODE, Solar Turbines, Inc., San Diego, CA
B. BEARDSLEY, Caterpillar, Inc., Peoria, IL
(ASME Paper No. 88-GT-278)

Thermal Barrier Coating Life Prediction Model Development

T. A. CRUSE and S. E. STEWART, Southwest Research Institute, San Antonio, TX
M. ORTIZ, Pratt & Whitney Aircraft, E. Hartford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-284)

Material Property Measurements on Thermal Barrier Coatings

C. C. BERNOT, Monash University, Clayton, Australia
(ASME Paper No. 88-GT-277)

Thermal Barrier Coatings for Jet Engines

F. C. TORIZ, A. B. THAKKER and S. K. GUPTA, Rolls-Royce, Inc., Atlanta, GA
(ASME Paper No. 88-GT-279)

CLOSED CYCLES**New CCGT Plants for District Heating Using Advanced AFBC Technology**

O. BELLOFATTO and A. PESSINA, Snamprogetti SpA, San Donato Milanese, Italy
(ASME Paper No. 88-GT-121)

The Design of a 3MW Kalina Cycle Experimental Plant

A. I. KALINA and H. M. LEIBOWITZ, AKT Systems, Inc., Hayward, CA
(ASME Paper No. 88-GT-140)

Thermodynamic Analysis of the Chemical Heat Pipe as a Closed Cycle Gas Turbine

- F. OSTERLE, Carnegie Mellon University, Pittsburgh, PA
(ASME Paper No. 88-GT-122)
- Closed Cycle Gas Turbine Potential for Submarine Propulsion**
C. F. McDONALD, GA Technologies, Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-126)
- Predicting the Behavior of Solar Dynamic Closed Brayton Cycle Power Conversion Systems**
R. BONS, J. HANLON, S. SPENCER, Garrett Fluid Systems Co., Tempe, AZ
(ASME Paper No. 88-GT-195)
- A Four-Year Investigation of Brayton Cycle Systems for Future French Space Power Applications**
Z. P. TILLIETTE, E. PROUST and F. CARRE, D.E.M.T./SERMA CEN-Saclay, Gif-Sur-Yvette, Cedex, France
(ASME Paper No. 88-GT-157)
- Active Magnetic Bearings for Gas Turbomachinery in Closed Cycle Power Plant Systems**
C. F. McDONALD, GA Technologies, Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-156)

COAL UTILIZATION

- Performance Testing of HTHP Electrostatic Precipitator at NYU PFBC Facility**
R. RADHAKRISHNAN, P.K. GOUNDER, S. KAVIDASS and V. ZAKKAY, New York University, Westbury, NY
R. DELLEFIELD, U.S. Department of Energy, Morgantown, WV
(ASME Paper No. 88-GT-131)
- Correlation Between Sodium Sulfate Mass Transfer and Low Temperature Hot Corrosion**
R. K. AHLUWALIA and K. H. IM, Argonne National Laboratory, Argonne, IL
(ASME Paper No. 88-GT-133)
- Flyash Adhesion in Simulated Coal-Fired Gas Turbine Environment**
R. K. AHLUWALIA and K. H. IM, Argonne National Laboratory, Argonne, IL
R. A. WENGLARZ, Allison Gas Turbine, Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 88-GT-135)
- Effect of Coal Constituents on the Liquid-Assisted Capture of Impacting Ash Particles in Direct Coal-Fired Gas Turbines**
R. NAGARAJAN, West Virginia University, Morgantown, WV
R. J. ANDERSON, Department of Energy, Morgantown, WV
(ASME Paper No. 88-GT-192)
- Coal Oxidation**
S. RAJ, William Patterson College, Wayne, NJ
(ASME Paper No. 88-GT-238)
- U.S. Department of Energy Coal-Fueled Gas Turbine Program: A Status Report**
J. W. BYAM, JR. and N. REKOS, Morgantown Energy Technology Center, DOE, Morgantown, WV
(ASME Paper No. 88-GT-86)
- Coal-Fueled Aero-Derivative Gas Turbine: Design Approach**
M. W. HORNER and P. E. SABL, General Electric Company, Cincinnati, OH
S. G. KIMURA, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 88-GT-119)
- Staged Combustion Evaluation of Low-Rank Coal Fuels**
T. J. ROSFJORD, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-91)
- Coal-Fueled Gas Turbine Combustor Island Development**
P. B. ROBERTS, R. T. LeCREN, L. H. COWELL, M. L. NOBLE and A. M. HASAN, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-84)
- Coal-Water Slurry Combustion in Gas Turbines**
F. W. STAUB, S. G. KIMURA and C.L. SPIRO, General Electric Corporate Research & Development, Schenectady, NY
M. W. HORNER, General Electric Co., Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-94)
- Turbomachinery Alloys Affected by Solid Particles**
W. TABAKOFF, University of Cincinnati, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-295)

- New Erosion Resistant Compressor Coatings**
H. J. KOLKMAN, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, The Netherlands
(ASME Paper No. 88-GT-186)
- Influence of Secondary Flow on Turbine Erosion**
A. HAMED, University of Cincinnati, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-264)
- Advanced Research and Technology Development Fossil Energy Materials Program**
R. JUDKINS and R. A. BRADLEY, Oak Ridge National Laboratory, Oak Ridge, TN
(ASME Paper No. 88-GT-234)

COMBUSTION AND FUELS

- Scalar Characteristics of Combusting Flow in a Model Annular Combustor**
A. F. BICEN, M. SENDA and J. H. WHITELAW, Imperial College of Science & Technology, London, England
(ASME Paper No. 88-GT-14)
- Flow in Liner Holes for Counter-Current Combustion Systems**
N. ABUAF, General Electric Company, Schenectady, NY
N. S. RASMUSSEN and L. C. SZEMA, General Electric Company, Evendale, OH
(ASME Paper No. 88-GT-158)
- The Blowout of Turbulent Jet Flames in Co-Flowing Streams of Fuel-Air Mixtures**
M. G. KIBRYA, G. A. KARIM and I. WIERZBA, University of Calgary, Calgary, AB, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-106)
- A Detailed Characterization of the Velocity and Thermal Fields in a Model Can Combustor with Wall Jet Injection**
C. D. CAMERON, J. BROUWER, C. P. WOOD and G.S. SAMUELSEN, University of California, Irvine, CA
(ASME Paper No. 88-GT-26)
- Lean Low NO_x Primary Zones Using Radial Swirlers**
H. S. ALKABIE, G. E. ANDREWS and N. T. AHMAD, University of Leeds, Leeds, England
(ASME Paper No. 88-GT-245)
- Fluid Dynamics of a Conical Flame Stabilizer**
D. R. BALLAL, T. H. CHEN and W. J. SCHMOLL, University of Dayton, Dayton, OH
(ASME Paper No. 88-GT-13)
- An Experimental Data Base for the Computational Fluid Dynamics of Combustors**
R. E. CHARLES and G. S. SAMUELSEN, University of California, Irvine, CA
(ASME Paper No. 88-GT-25)
- Numerical Correlation of Gas Turbine Combustor Ignition**
F. P. LEE and T. R. KOBLISH, Textron-Turbo Components, Walled Lake, MI
N. MARCHIONNA, Textron-Lycoming, Stratford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-242)
- Experimental and Analytical Study on Exit Radial Temperature Profile of Experimental 2D Combustor**
J. S. CHIN, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China
(Presentation without Publication)
- Application of Advanced Diagnostics to Airblast Injector Flows**
J. B. McVEY, J. B. KENNEDY and S. RUSSELL, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-12)
- Fuel Spray Evolution: Comparison of Experiment and CFD Simulation of Nonevaporating Spray**
L. G. DODGE and J. A. SCHWALB, Southwest Research Institute, San Antonio, TX
(ASME Paper No. 88-GT-27)
- Spray Characteristics of a Spill-Return Airblast Atomizer**
X. F. DAI and A. H. LEFEBVRE, Purdue University, W. Lafayette, IN
J. ROLLBUHLER, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-7)
- Evaporation of Fuel Droplets in Turbulent Combustor Flow**
S. WITTIG, W. KLAUSMANN, B. NOLL and J. HIMMELSBACH, Universitat Karlsruhe, Karlsruhe, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-107)

Air Flow Performance of Air Swirlers for Gas Turbine Fuel Nozzles

C. A. MARTIN, Parker Hannifin Corp., Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-108)

U.S. Air Force Aviation Fuels: New Directions/Bold Challenges

T. A. JACKSON, AFWAL/POSF, Wright-Patterson AFB, OH
(Presentation without Publication)

The Performance of a Surrogate Blend in Simulating the Sooting Behavior of a Practical, Distillate JP-4

C. P. WOOD and G. S. SAMUELSEN, University of California, Irvine, CA
(ASME Paper No. 88-GT-194)

Effect of Molecular Structure on Soot Formation Characteristics of Aviation Turbine Fuels

O. L. GULDER and B. GLAVINCEVSKI, National Research Council of Canada, Ottawa, ON, Canada
S. DAS, Indian Institute of Petroleum, Dehradun, India
(ASME Paper No. 88-GT-21)

Flame Speeds in Fuel Sprays with Hydrogen Addition

G. A. RICHARDS, P. E. SOJKA and A. H. LEFEBVRE, Purdue University, W. Lafayette, IN
(ASME Paper No. 88-GT-20)

An Emissions Database for U.S. Navy and Air Force Aircraft Engines

H. B. FAULKNER and M. PLATT, Northern Research & Engineering Corp., Woburn, MA
A. F. KLARMAN, Naval Air Propulsion Center, Trenton, NJ
M. D. SMITH, Air Force Engineering & Services Center, Tyndall AFB, FL
(ASME Paper No. 88-GT-129)

Dutch Legislation in NO_x Emission Standards Applicable to Gas Turbines in Cogeneration Plants

L. F. L. M. BOUSARDT, Vereniging Krachtwerktuigen, Amersfoort, The Netherlands
(ASME Paper No. 88-GT-116)

Low NO_x Primary Zones Using Jet Mixing Shear Layer Combustion

U. S. A. HUSSAIN, G. E. ANDREWS, W. G. CHEUNG and A. R. SHAHABADI, University of Leeds, Leeds, England
(ASME Paper No. 88-GT-308)

Notes on the Occurrence and Determination of Carbon Within Gas Turbine Combustors

J. ODGERS and E. R. MAGNAN, Laval University, Quebec PQ, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-164)

Gas Turbine Regulations: Summary by the ASME Gas Turbine Institute's Legislative and Regulatory Affairs Committee

J. M. VAUGHT, Allison Gas Turbine, Indianapolis, IN
J. C. SOLT, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(Presentation without Publication)

Application of Laser Velocimetry for Characterization of Confined Swirling Flow

A. S. NEJAD and S. C. FAVALORO, Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson AFB, OH
S. P. VANKA, Argonne National Laboratory, Argonne, IL
M. SAMIMY and C. A. LANGENFELD, Ohio State University, Columbus, OH
(ASME Paper No. 88-GT-159)

Laser Diagnostics for Gas Turbine Combustion Research

D. R. BALLAL, T. H. CHEN and W. J. SCHMOLL, University of Dayton, Dayton, OH
(ASME Paper No. 88-GT-128)

Diagnostics Development for Spray Characterization in Complex Turbulent Flows

W. D. BACHALO, A. B. de la ROSA and R. C. RUDOFF, Aerometrics, Inc., Mountain View, CA
(ASME Paper No. 88-GT-241)

Thin-Film Pyrometry: A Novel Thermometric Technique for Combusting Flows

L. P. GOSS, V. VILIMPOC, B. SARKA and W. F. LYNN, Systems Research Laboratories, Division of Arvin/Calspan, Dayton, OH
(ASME Paper No. 88-GT-28)

Large Angle Intensity Ratioing for the Measurement of Particle Size in a Combustor Environment

C. P. WOOD, B. A. AULT and G. S. SAMUELSEN, University of California, Irvine, CA
(Presentation without Publication)

Combustor and Seal System for a Water Piston Propulsor

R. T. LeCREN and R. E. GILDERSLEEVE, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
R. A. SWANEK, David Taylor Naval Ship Research Center, Bethesda, MD
(ASME Paper No. 88-GT-272)

The Feasibility, from an Installational Viewpoint, of Gas-Turbine Pressure-Gain Combustors

J. A. C. KENTFIELD, University of Calgary, Calgary, AB, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-181)

A Methanol/Oxygen Burning Combustor for an Aircraft Auxiliary Emergency Power Unit

E. CARR and H. TODD, Lucas Aerospace Ltd., Burnley, England
(ASME Paper No. 88-GT-236)

Ongoing Development of a Gas Turbine Combustion System for Gaseous Fuels with a Wide Range of Wobbe Index Values

V. M. SOOD, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-109)

Development Test of a Small Aero-Derived Gas Turbine Combustor for Medium Btu Gaseous Fuel

H. F. WANG and G. LIU, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-165)

CONTROLS AND DIAGNOSTICS**Fault Diagnosis of Gas Turbine Engines from Transient Data**

G. L. MERRINGTON, Aeronautical Research Laboratory, Defense Science and Technology Organization, Melbourne, Australia
(ASME Paper No. 88-GT-209)

Transient Performance Trending for a Turbofan Engine

J. R. HENRY, Canadian Forces, Trenton, ON, Canada
W. C. MOFFATT, Royal Military College of Canada, Kingston, ON, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-222)

An Investigation of Component Deterioration in Gas Turbines Using Transient Performance Simulation

M. F. WHITE, University of Trondheim, Trondheim, Norway
(ASME Paper No. 88-GT-258)

Recent Advances in Engine Health Management

K. PIPE and C. FISHER, Stewart Hughes Ltd., Southampton, Hampshire, England
(ASME Paper No. 88-GT-257)

Linear State Variable Dynamic Model and Estimator Design for Allison T406 Gas Turbine Engine

S. V. RAO and D. MOELLENHOFF, University of Missouri-Rolla, Rolla, MO
J. A. JAEGER, Allison Gas Turbine, Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 88-GT-239)

Precision Error in a Turbofan Engine Monitoring System

W. C. MOFFATT and J. R. HENRY, Royal Military College of Canada, Kingston, ON, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-229)

Operating Characteristics of Heavy-Duty Gas Turbines in Utility Service

W. I. ROWEN, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 88-GT-150)

Real Time Neutron Radiography Applications in Gas Turbine and Internal Combustion Engine Technology

J. T. LINDSAY and C. W. KAUFFMAN, University of Michigan, Ann Arbor, MI
(ASME Paper No. 88-GT-214)

Helicopter Health Monitoring from Engine to Rotor

J. F. MARRIOTT and J. F. M. KAYE, Hawker Siddeley Dynamics Engineering Ltd., Welwyn Garden City, Hertfordshire, England
(ASME Paper No. 88-GT-227)

Rolling Element Bearing Monitoring and Diagnostics Techniques

R. G. HARKER and J. L. SANDY, Bently Nevada Corp., Minden, NV
(ASME Paper No. 88-GT-212)

Assessment of Gas Turbine Vibration Monitoring

A. LIFSON, and A. J. SMALLEY, Southwest Research Institute, San Antonio, TX
G. H. QUENTIN, Electric Power Research Institute, Palo Alto, CA
C. L. KNAUF, JR., Port Jefferson, NY
(ASME Paper No. 88-GT-204)

ELECTRIC UTILITIES AND CONGENERATION

Decentralized Control and Automation of Gas Turbine and Combined-Cycle Power Plants

K. W. BLUHM, J. S. JOYCE, and A. LEEMBURG, Kraftwerk Union AG (Siemens AG), Erlangen, FR Germany

(ASME Paper No. 88-GT-221)

A New 150 MW High Efficiency Heavy-Duty Combustion Turbine

A. J. SCALZO, L. D. McLAURIN and G. S. HOWARD, Westinghouse Electric Corp., Orlando, FL

Y. MORI, H. HIURA and T. SATO, Mitsubishi Heavy Ind., Tokyo and Takasago, Japan

(ASME Paper No. 88-GT-162)

On the Optimal Location and Number of Intercoolers in a Real Compression Process

P. VADASZ, J. PUGATSCH and D. WEINER, Israel Electric Corp., Ltd., Haifa, Israel

(ASME Paper No. 88-GT-44)

Design Possibilities and Performance of Combined Cycle Operation of Converted Steam Power Plants

M. J. J. LINNEMEIJER and J. P. VAN BUIJTENEN, Stork Boilers, Hengelo, The Netherlands

(ASME Paper No. 88-GT-178)

Design of a 50MW Pilot Plant for a High Efficiency Steam Cycle

E. PERZ and H. JERICHA, Graz University of Technology, Graz, Austria
G. GASTEIGER and P. STEINRUCK, Simmering Graz Pauker AG, Vienna, Austria
O. MADER, Elin Union AG, Vienna, Austria

(ASME Paper No. 88-GT-154)

Development of Kot Addu Combined Cycle Power Station, Pakistan

B. HERRMANN, E. W. BAKER and D. GREGOR, Lahmeyer International GmbH, Frankfurt, FR Germany

(Presentation without Publication)

HEAT TRANSFER

A Procedure to Reduce the Effects of Variable Fluid Temperatures in the Flow Direction: Application to the Design of a Rotary Regenerator

T. P. LEWANDOWSKI and T. T. YANG, Clemson University, Clemson, SC

(ASME Paper No. 88-GT-130)

An Experimental and Numerical Investigation of Near Cooling Hole Heat Fluxes on a Film Cooled Turbine Blade

C. CAMCI, Pennsylvania State University, University Park, PA

(ASME Paper No. 88-GT-9)

Development of a Thermal and Structural Analysis Procedure for Cooled Radial Turbines

G. N. KUMAR, Sverdrup Technology, Inc., Middleburg Heights, OH

R. G. DeANNA, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH

(ASME Paper No. 88-GT-18)

Heat Transfer, Pressure Drop, and Mass Flow Rate in Pin Fin Channels with Long and Short Trailing Edge Ejection Holes

S. C. LAU, J. C. HAN and T. BATTEN, Texas A&M University, College Station, TX

(ASME Paper No. 88-GT-42)

Gas Turbine Studies at Oxford, 1969 - 1987

T. V. JONES, University of Oxford, Oxford, England

(ASME Paper No. 88-GT-112)

Phase-Resolved Heat-Flux Measurements on the Blade of a Full-Scale Rotating Turbine

M. G. DUNN and P. J. SEYMOUR, Calspan Advanced Technology Center, Buffalo, NY

W. K. GEORGE and S. H. WOODWARD, State University of New York, Buffalo, NY
R. E. CHUPP, Teledyne CAE, Toledo, OH

(ASME Paper No. 88-GT-173)

Fully Scaled Transonic Turbine Rotor Heat Transfer Measurements

G. R. GUENETTE, A. H. EPSTEIN, M. B. GILES and R. HAIMES, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA

R. J. G. NORTON, Rolls-Royce, Inc., Atlanta, GA

(ASME Paper No. 88-GT-171)

Surface Heat Transfer Fluctuations on a Turbine Rotor Blade Due to Upstream Shock Wave Passing

A. B. JOHNSON, M. J. RIGBY, M. L. G. OLDFIELD and R. W. AINSWORTH, University of Oxford, Oxford, England

M. J. OLIVER, Rolls-Royce plc, Derby, England

(ASME Paper No. 88-GT-172)

Measurement and Modelling of the Gas Turbine Blade Transition Process as Distributed by Wakes

J. E. LaGRAFF, Syracuse University, Syracuse, NY

D. A. ASHWORTH, Rolls-Royce plc, Derby, England

D. L. SCHULTZ, Oxford University, Oxford, England

(ASME Paper No. 88-GT-232)

The Effects of Turbulence and Stator/Rotor Interactions on Turbine Heat Transfer Part I - Design Operating Conditions

M. F. BLAIR, R. P. DRING and H. D. JOSLYN, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT

(ASME Paper No. 88-GT-125)

The Effects of Turbulence and Stator/Rotor Interactions on Turbine Heat Transfer Part II - Effects of Reynolds Number and Incidence

M. F. BLAIR, R. P. DRING and H. D. JOSLYN, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT

(ASME Paper No. 88-GT-5)

Developments in Instrumentation and Processing for Transient Heat Transfer Measurement in a Full Stage Model Turbine

R. W. AINSWORTH, J. ALLEN, M. R. D. DAVIES, J. E. DOORLY, C. J. P. FORTH,

M. A. HILDITCH, M. L. G. OLDFIELD and A. G. SHEARD, University of Oxford, Oxford, England

(ASME Paper No. 88-GT-11)

A Transient Facility for the Study of the Thermofluid-dynamics of a Full Stage Turbine Under Engine Representative Conditions

R. W. AINSWORTH, D. L. SCHULTZ, M. R. D. DAVIES, C. J. P. FORTH, M. A. HILDITCH, M. L. G. OLDFIELD, and A. G. SHEARD, University of Oxford, Oxford, England

(ASME Paper No. 88-GT-144)

The Effect of Unsteady Compression and Expansion Waves on a Compressible Boundary Layer

D. E. WILSON and MICHAEL R. SHELLER, University of Texas at Austin, Austin, TX

(ASME Paper No. 88-GT-117)

Aerodynamic and Heat Transfer Measurements on a Transonic Nozzle Guide Vane

E. T. WEDLAKE, A. J. BROOKS and S. P. HARASGAMA, Royal Aircraft Establishment, Pystock, Farnborough, Hampshire, England

(ASME Paper No. 88-GT-10)

Stability of a Laminar Boundary Layer Flowing Along a Concave Surface

M. V. FINNIS and A. BROWN, Royal Military College of Science, Shrivenham, Swindon, Wiltshire, England

(ASME Paper No. 88-GT-40)

Heat Transfer Visualization and Measurement in Unstable Concave - Wall Laminar Boundary Layers

R. I. CRANE and J. SABZVARI, Imperial College of Science & Technology, London, England

(ASME Paper No. 88-GT-36)

Gas Turbine Heat Transfer with Alternate Cooling Fluids

N. ABUAF, General Electric Company, Schenectady, NY

A. COHN, Electric Power Research Institute, Palo Alto, CA

(ASME Paper No. 88-GT-16)

The Influence of a Mainstream Thermal Boundary Layer on Film Effectiveness

D. E. PAXSON and R. E. MAYLE, Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, NY

(ASME Paper No. 88-GT-17)

The Use of Foreign Gas to Simulate the Effects of Density Ratios in Film-Cooling

A. J. H. TEEKARAM, C. J. P. FORTH and T. V. JONES, University of Oxford, Oxford, England

(ASME Paper No. 88-GT-37)

Detailed Heat Transfer Measurements Near and Within the Entrance of a Film Cooling Hole

A. R. BYERLEY, P. T. IRELAND and T. V. JONES, University of Oxford, Oxford, England

S. A. ASHTON, Rolls-Royce plc, Bristol, England

(ASME Paper No. 88-GT-155)

Effects of Free Stream Turbulence from a Circular Wall Jet on a Flat Plate Heat Transfer and Boundary Layer Flow

R. MacMULLIN, and W. ELROD, AFIT/ENY, Wright-Patterson AFB, OH
R. RIVIR, Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson AFB, OH
(ASME Paper No. 88-GT-183)

Effects of Free-Stream Turbulence and Wake Characteristics on the Heat Transfer Along a Cooled Turbine Blade

S. WITTIG, A. SCHULZ, K. DULLENKOPF and J. FAIRBANK, Universitaet of Karlsruhe, Karlsruhe, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-179)

The Influence of Turbine Clearance Gap Leakage on Passage Velocity and Heat Transfer Near Blade Tips, Part I: Sink Flow Effects on Blade Pressure Side

D. METZGER, Arizona State University, Tempe, AZ
K. RUED, MTU Motoren-und Turbinen-Union GMBH, München, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-98)

The Influence of Turbine Clearance Gap Leakage on Passage Velocity and Heat Transfer Near Blade Tips, Part II: Source Flow Effects on Blade Suction Sides

K. RUED, MTU Motoren-und Turbinen-Union GMBH, München, FR Germany
D. METZGER, Arizona State University, Tempe, AZ
(ASME Paper No. 88-GT-99)

Stagnation Point and Surface Heat Transfer for a Turbine Stage: Prediction and Comparison with Data

D. B. TAULBEE, L. TRAN, State University of New York at Buffalo, Buffalo, NY
M. G. DUNN, Calspan Advanced Technology Center, Buffalo, NY
(ASME Paper No. 88-GT-30)

The Two Dimensional Behavior of Film Cooling Jets on Concave Surfaces

S. G. SCHWARZ, Tulane University, New Orleans, LA
R. J. GOLDSTEIN, University of Minnesota, Minneapolis, MN
(ASME Paper No. 88-GT-161)

Hydrodynamic Measurements of Jets in Crossflow for Gas Turbine Film Cooling Application

J. R. PIETRZYK, D. G. BOGARD and M. E. CRAWFORD, University of Texas at Austin, Austin, TX
(ASME Paper No. 88-GT-174)

Effects of Embedded Vortices on Film-Cooled Turbulent Boundary Layers

P. M. LIGRANI, A. ORTIZ, S. L. JOSEPH and D. L. EVANS, Naval Postgraduate School, Monterey, CA
(ASME Paper No. 88-GT-170)

Full Coverage Impingement Heat Transfer: Cooling Effectiveness

R. A. A. ABDUL HUSSAIN, G. E. ANDREWS, A. A. ASERE and C. K. W. NDIEMA, University of Leeds, Leeds, England
(ASME Paper No. 88-GT-270)

Impingement/Effusion Cooling: Overall Wall Heat Transfer

G. E. ANDREWS, A. A. ASERE, C. I. HUSSAIN, M. C. MKPADI and A. NAZERI, University of Leeds, Leeds, England
(ASME Paper No. 88-GT-290)

The Effects of an Excited Impinging Jet on the Local Heat Transfer Coefficient of Aircraft Turbine Blades

P. J. DISIMILE and D. M. PAULE, University of Cincinnati, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-66)

A Comparison of the Transient and Heated-Coating Methods for the Measurement of Local Heat Transfer Coefficients on a Pin Fin

J. W. BAUGHN and N. SANIEL, University of California at Davis, Davis, CA
P. T. IRELAND and T. V. JONES, Oxford University, Oxford, England
(ASME Paper No. 88-GT-180)

Study of the Convective Heat Transfer in Rotating Coolant Channel

J. GUIDEZ, ONERA, Chatillon Cedex, France
(ASME Paper No. 88-GT-35)

Measurements of Turbulent Heat Transfer on the Leading and Trailing Surfaces of a Square Duct Rotating About an Orthogonal Axis

W. D. MORRIS and R. SALEMI, University College of Swansea, Singleton Park, Swansea, England
S. P. HARASGAMA, Royal Aircraft Establishment, Pyestock, Farnborough, Hants, England
(ASME Paper No. 88-GT-114)

C. M. GRONDAHL, General Electric Co., Schenectady, NY
R. D. LINNELL, General Electric Co., Harahan, LA
T. J. MARTIN, Texaco USA, Convent, LA
(ASME Paper No. 88-GT-143)

World's First Full STIG™ LM5000 Installed at Simpson Paper Company

D. A. KOLP, Energy Services, Inc., Farmington, CT
D. J. MOELLER, Simpson Paper Co., Anderson, CA
(ASME Paper No. 88-GT-198)

Experience - Cogeneration, Lyondell Plant (Houston, TX)

D. W. LEFFLER, Power Systems Engineering, Houston, TX
(Presentation without Publication)

Design & Layout of Emsland Plant - Economic Effect

A. HARMS and SCHMITT-WITTRICK, VEW, Dortmund, FR Germany
(Presentation without Publication)

Gas Turbine Cogeneration in the Netherlands

J. L. KLEI, Projectbureau Warmiekracht, Utrecht, Netherlands
(Presentation without Publication)

Steam Injection of Frame 5 Gas Turbines for Power Augmentation in Cogeneration Service

D. A. LITTLE, Liburdi Engineering International Corporation, Hamilton, ON, Canada
J. P. RIVES, Rhone-Poulenc Chimie, Usine du Pont-de-Claix, France
(ASME Paper No. 88-GT-51)

The Theory and Operation of Evaporative Coolers for Industrial Gas Turbine Installations

R. S. JOHNSON, SR., Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-41)

Total Corrosion Control for Industrial Gas Turbines: Airborne Contaminants and Their Impact on Air/Fuel/Water Management

L. L. HSU, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-65)

Review of Design Parameters in Gas Turbines for the Prospective User

R. E. DUNDAS, Factory Mutual Research, Norwood, MA
(ASME Paper No. 88-GT-23)

Design for the 145MW Blast Furnace Gas Firing Gas Turbine Combined Cycle Plant

H. TAKANO, Kawasaki Steel Corporation, Chiba City, Japan
Y. KITAUCHI and H. HIURA, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Takasago City, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-97)

Industrial Gas Turbines with Subatmospheric Expansion

D. P. GEORGIU, University of Patras, Rion-Patras, Greece
(ASME Paper No. 88-GT-88)

Performance Levels Obtainable from Steam-Gas Turbine Combined Cycles

G. NEGRI di MONTENEGRO, R. BETTOCCHI, G. CANTORE, G. NALDI, Universita degli Studi di Bologna, Bologna, Italy
(ASME Paper No. 88-GT-48)

Gas Turbine Heat Recovery Steam Generators for Combined Cycles, Natural or Forced Circulation Considerations

A. PASHA, Henry Vogt Machine Co., Louisville, KY
(ASME Paper No. 88-GT-142)

Developmental Testing of a Heat Recovery Module for Industrial Cogeneration

K. O. SMITH, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-50)

An Indirectly Fired Gas Turbine Cogeneration Plant Utilizing Sawdust as a Fuel

R. L. EVANS, University of British Columbia, Vancouver, B.C., Canada
M. S. SINCLAIR, G. A. CONSTABLE and T. HALEWOOD, Canadian Resourcecon (1983) Ltd., Vancouver, B.C., Canada
(ASME Paper No. 88-GT-52)

Two Case Studies of Cogeneration in India

S. K. SHOME and P. K. GANGULY, Development Consultants Private, Ltd., Calcutta, India
(ASME Paper No. 88-GT-167)

Experience with Supplementary Combustion Systems to Maximize Steam Production in Gas Turbine Cogeneration Plants

J. C. BACKLUND and E. E. FIORENZA, Coen Company, Inc., Burlingame, CA
(ASME Paper No. 88-GT-318)

INDUSTRIAL AND CONGENERATION**The Modernization of a 1965 MS5001 Gas Turbine: New Life For An Old Unit**

MANUFACTURING MATERIAL AND METALLURGE

The Effects of Gas Velocity and of Temperature on the Oxidative Response of Selected Sheet Superalloys

J. V. WRIGHT and J. R. LEADER, Lucas Aerospace Limited, Burnley, Lancashire, England

(ASME Paper No. 88-GT-281)

Austenitic High-Performance Materials for Non-Rotating Components in Stationary Gas Turbines

K. DREFAHL, Metallgesellschaft AG, Frankfurt, FR Germany
F. HOFMANN, Vereinigte Deutsche Metallwerke AG, Werdohl, FR Germany

(ASME Paper No. 88-GT-307)

Fiber Metal Acoustic Material for Gas Turbine Exhaust Environments

M. S. BEATON, Brunswick Corporation, Deland, FL

(ASME Paper No. 88-GT-175)

Laser: A Gas Turbine Combustor Manufacturing Tool

J. T. FEELEY, Laser Fare Ltd., Inc., Smithfield, RI
E. J. SWEET, Trumbull, CT

(ASME Paper No. 88-GT-267)

Hot Corrosion Resistance of Superalloy Coatings - Part I (Blades)

P. DEB, Aptech, Sunnyvale, CA
W. HALNAN, Airco Edwards, Berkeley, CA
D. BOONE, Boone & Associates, Walnut Creek, CA

(Presentation without Publication)

Hot Corrosion Resistance of Superalloy Coatings - Part II (Vaness)

P. DEB, Aptech, Sunnyvale, CA
W. HALNAN, Airco Edwards, Berkeley, CA
D. BOONE, Boone & Associates, Walnut Creek, CA

(Presentation without Publication)

Rejuvenation of Superalloys

C. V. PIETERSEN, Elbar, Lomm, The Netherlands

(Presentation without Publication)

The Reverse Coat Process

G. MARIJNISSEN, Elbar BV, Lomm, The Netherlands
B. DOZIER, Vac-Hyd Interturbine, Grand Prairie, TX

(Presentation without Publication)

MARINE

Innovative Concepts for Auxiliary Power Generation on USN Ships

T. L. BOWEN, David Taylor Naval Ship Research & Development Center, Annapolis, MD
J. C. NESS, Naval Sea Systems Command, Washington, D.C.

(ASME Paper No. 88-GT-115)

Gas Turbine Systems for World Navy Ships

E. F. BRADY, Ingalls Shipbuilding, Inc., Pascagoula, MS

(ASME Paper No. 88-GT-166)

Suppressing the Infra-red Signatures of Marine Gas Turbines

A. M. BIRK, Queens University, Kingston, ON, Canada
W. R. DAVIS, W. R. Davis Engineering Ltd., Ottawa, ON, Canada

(ASME Paper No. 88-GT-3)

A New Concept of High Performance Marine Reversing Reduction Gears

D. J. FOLENTA, Transmission Technology, Inc., Fairfield, NJ

(ASME Paper No. 88-GT-274)

Use of Control Feedback Theory to Understand Other Oscillations

K. J. RUMFORD and R. ANDREJCZYK, Textron Lycoming, Stratford, CT

(ASME Paper No. 88-GT-81)

Linear Modeling of a Marine Gas Turbine Power Plant

D. L. SMITH, Naval Postgraduate School, Monterey, CA

(ASME Paper No. 88-GT-71)

Health Monitoring of Variable Geometry Gas Turbines for the Canadian Navy

D. E. MUIR, GasTops Ltd., Ottawa, ON, Canada
H. I. H. SARAVANAMUTTOO, Carleton University/GasTops Ltd., Ottawa, ON, Canada

D. J. MARSHALL, Canadian Forces, Ottawa, ON, Canada

(ASME Paper No. 88-GT-77)

A Marine Gas Turbine RMA Data Program

D. H. CONWAY and A. R. POH, Naval Ship Systems Engineering Station, Philadelphia, PA

(Presentation without Publication)

Gas Turbine Systems Training in the U.S. Navy: A Retrospective Analysis

J. DACHOS, P. TOBARA and B. ULOZAS, Naval Ship Systems Engineering Station, Philadelphia, PA

(ASME Paper No. 88-GT-215)

Gas Turbine Training in the Royal Navy

J. T. MEADOWS, Royal Naval Marine Engineering School, Gosport, England

(ASME Paper No. 88-GT-240)

Management of Marine Gas Turbines within the Royal Netherlands Navy

G. A. K. CROMMELIN, Royal Netherlands Navy, Tsjaikorskylaan, The Netherlands
J. C. KOOL, Royal Netherlands Navy, Gouda, The Netherlands

(ASME Paper No. 88-GT-280)

Salt Ingestion Test of the AGT 1500 Recuperated Automotive Gas Turbine

T. M. BODMAN and T. P. PRIORE, Naval Ship Systems Engineering Station, Philadelphia, PA

(ASME Paper No. 88-GT-196)

1000 Hour Qualification Test of the Textron Lycoming TF40B Marine Gas Turbine Engine for the U.S. Navy LCAC Craft

M. J. ZOCCOLI, Textron Lycoming, Stratford, CT

(ASME Paper No. 88-GT-177)

A New Approach to Evaluating the Inservice Performance of Marine Gas Turbine Air Filters

J. S. HOBDDAY and J. HAVILL, Royal Aircraft Establishment, Pyestock, Farnborough, Hampshire, England

(ASME Paper No. 88-GT-268)

PIPELINES AND APPLICATIONS

Gas Turbine Reliability: How? How Much? Where?

H. D. LENZ, Cooper Industries, En-Tronic Controls, Mount Vernon, OH
H. W. HILL, JR., Ohio University, Athens, OH

(ASME Paper No. 88-GT-315)

A Method of Evaluating Life Cycle Costs of Industrial Gas Turbines

R. B. SPECTOR, General Electric Co., Cincinnati, OH

(ASME Paper No. 88-GT-324)

Predicting Gas Turbine Performance Degradation Due to Compressor Fouling Using Computer Simulation Techniques

G. F. AKER, TransCanada PipeLines, Toronto, ON Canada
H. I. H. SARAVANAMUTTOO, Carleton University, Ottawa, ON Canada

(ASME Paper No. 88-GT-206)

Industrial Aero-derivative Gas Turbine Beneficiary of Testing

R. PACE, General Electric Company, Cincinnati, OH

(Presentation without Publication)

Operating Experience with Type H Industrial Gas Turbines on North Sea Platforms

J. P. CULLEN, Phillips Petroleum Company Norway, Tananger, Norway

(ASME Paper No. 88-GT-247)

Efficiency Enhancement of a Pipeline Turbocompressor with a Gas/Steam Combined Cycle

V. COCCHI and V. MEZZEDIMI, Nuovo Pignone, Florence, Italy
M. PUCCI, Turbo Tecnica, Florence, Italy

G. VITALI, SNAM, Milan, Italy

(ASME Paper No. 88-GT-250)

Gas Turbine Application Over Thirty Years in a Middle East Oil Production Facility

P. J. NORRIS and J. CUNNINGHAM, Kuwait Oil Company, Ahmadi, Kuwait

(ASME Paper No. 88-GT-249)

The PGT-10 Heavy Duty 10MW Gas Turbine

R. GUSSO, E. BENVENUTI, D. BIANCHI and D. SABELLA, Nuovo Pignone, S.p.A., Florence, Italy

(ASME Paper No. 88-GT-319)

High Operation Flexibility and Reliability by Multi-Unit Compressor Arrangement for Gas Storage Applications

H. NEUBURG, OMV Gasdepartment, Auersthal, Austria
K. D. SCHMIDT, Solar Turbines Overseas, Bruxelles, Belgium

(ASME Paper No. 88-GT-230)

Increasing the Capacity Factors of Base Load Generating Facilities by Storage of Electrical Energy in Aquifers as Compressed Air

R. L. LONGARDNER, Longardner & Assoc., Inc., Indianapolis, IN
A. VISNESKY, Central Ill. Public Service Co., Springfield, IL
J. R. STROTHER, Allison Gas Turbines, Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 88-GT-283)

Turbo Expanders for Energy Recovery; Design and Installation of a 250 Kw Unit

A. CLEVELAND, C.E.S. Ltd., Calgary, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-266)

Gas Turbine Driven Reciprocating Compressors for a Natural Gas Storage Plant

M. URBAN and H. ANDREE, Pipeline Engineering GmbH, Essen, F.R. Germany
(ASME Paper No. 88-GT-322)

STRUCTURES AND DYNAMICS

Fluid Induced Rotordynamic Instability in Rotary Atomizers

J. COLDING-JORGENSEN, Technical University of Denmark, Lyngby, Denmark
(ASME Paper No. 88-GT-200)

Impact Excitation Tests to Determine the Influence Coefficients for Balancing Lightly Damped Rotors

J. TONNESEN and J. W. LUND, Technical University of Denmark, Lyngby, Denmark
(ASME Paper No. 88-GT-75)

Active Control of Transient Rotordynamic Vibration by Optimal Control Methods

A. B. PALAZZOLO, R. R. LIU and R. M. ALEXANDER, Texas A&M University, College Station, TX
A. F. KASCAK, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-73)

The Oil Free Shaft Line

B. WAGNER, Societe de Mecanique Magnetique-S2M, St. Marcel, France
(ASME Paper No. 88-GT-168)

The Effect of Anisotropic Support on Rotor Instability Due to Fluid Leakage

J. H. WANG and M. T. TSAI, National Tsing-Hua University, Hsinchu, Taiwan, China
(ASME Paper No. 88-GT-253)

Spray Automated Balancing of Rotors: Concept and Initial Feasibility Study

A. J. SMALLLEY, R. M. BALDWIN and W. R. SCHICK, Southwest Research Institute, San Antonio, TX
(ASME Paper No. 88-GT-163)

A Turbine Wheel Design Story

W. R. TAYLOR, K. WHELESS and L. G. GRAY, Aeronautical Sys. Div., Air Force Systems Command, Wright-Patterson AFB, OH
(ASME Paper No. 88-GT-316)

Structural Design and Its Improvements Through the Development of the XF3-30 Engine

H. KIKUCHI, Japanese Defense Agency, Tokyo, Japan
K. ISHII, Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co. Ltd., Tokyo, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-261)

Rotordynamic Coefficient and Leakage Test Results for Interlock and Tooth-on-Stator Labyrinth Seals

D. W. CHILDS, D. A. ELROD, K. HALE, Texas A&M University, College Station, TX
(ASME Paper No. 88-GT-87)

Design Optimization of Gas Turbine Blades with Geometry and Natural Frequency Constraints

T. C. CHEU, Textron Lycoming, Stratford, CT
B. P. WANG, University of Texas at Arlington, Arlington, TX
T. Y. CHEN, National Chung Shing University, Taichung, China
(ASME Paper No. 88-GT-105)

The Measurement of Stress and Vibration Data in Turbine Blades and Aeroengine Components

D. E. OLIVER, Ometron, Inc., Herndon, VA
D. J. BERRY, Ometron, Ltd., London, England
(ASME Paper No. 88-GT-149)

Application of an Advanced Hybrid Rotordynamics Model to the Complete Structure of a Marine Gas Turbine Engine

B. D. THOMPSON, Naval Sea Systems Command, Washington, D.C.
R. H. BADGLEY, Expert Systems, Inc., Reston, VA
(ASME Paper No. 88-GT-123)

Minimum Weight Design of a Rotor Bearing System with Multiple Frequency Constraints

N. S. TING and L. H. JON, National Cheng Kung University, Tainan, Taiwan, China
(ASME Paper No. 88-GT-254)

Progress on Measurement Techniques for Industrial Gas Turbine Technology

E. VALENTINI, P. LACILIGNOLA and M. CASINI, Nuovo Pignone, Florence, Italy
(ASME Paper No. 88-GT-113)

TURBOMACHINERY

Automated Design of Controlled Diffusion Blades

J. M. SANZ, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-139)

The Effect of the Inlet Velocity Profile on the Three-Dimensional Flow in a Rear Axial Compressor Stage

V. CYRUS, National Research Institute for Machine Design, SVUSS, Prague, Czechoslovakia
(ASME Paper No. 88-GT-46)

A Closed-Form Algebraic Approximation to Quasi-Three-Dimensional Flow in Axial Fans

T. WRIGHT, University of Alabama at Birmingham, Birmingham, AL
(ASME Paper No. 88-GT-15)

Multiple Row Blades for Blowers

H. E. SHEETS, EG&G Rotron, Inc., Groton, CT
(ASME Paper No. 88-GT-124)

Design Point Variation of 3-D Loss and Deviation for Axial Compressor Middle Stages

W. B. ROBERTS, Flow Application Research, Fremont, CA
G. K. SEROVY, Iowa State University, Ames, IA
D. M. SANDERCOCK, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-57)

Laminar Flow Velocity and Temperature Distributions Between Coaxial Rotating Disks of Finite Radius

D. ORLETSKY and J. F. LOUIS, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 88-GT-49)

Turbulent Flow Velocity Between Rotating Co-Axial Disks of Finite Radius

J. F. LOUIS and A. SALHI, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 88-GT-47)

Boundary-Layer Flows in Rotating Cavities

C. L. ONG and J. M. OWEN, University of Sussex, Brighton, England
(ASME Paper No. 88-GT-292)

Prediction of the Pressure Distribution for Radial Inflow Between Co-Rotating Discs

J. W. CHEW and R. J. SNELL, Rolls-Royce plc, Derby, England
(ASME Paper No. 88-GT-61)

Numerical Predictions for the Flow Induced by an Enclosed Rotating Disc

J. W. CHEW, Rolls-Royce plc, Derby, England
C. M. VAUGHN, University of Sussex, Brighton, England
(ASME Paper No. 88-GT-127)

Experimental Investigation of the Three-Dimensional Flow in an Annular Compressor Cascade

H. D. SCHULZ and H. E. GALLUS, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aachen, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-201)

Analysis of Efficiency Sensitivity Associated with Tip Clearance in Axial Flow Compressors

I. N. MOYLE, Naval Postgraduate School, Monterey, CA
(ASME Paper No. 88-GT-216)

Endwall Flow/Loss Mechanisms in a Linear Turbine Cascade with Blade Tip-Clearance

A. YAMAMOTO, National Aerospace Laboratory, Tokyo, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-235)

The Measurement and Formation of Tip Clearance Loss

J. P. BINDON, University of Natal, Durban, South Africa
(ASME Paper No. 88-GT-203)

Flow and Heat Transfer in Turbine Tip Gaps

J. MOORE, J. G. MOORE, G. S. HENRY and U. CHAUDHRY, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA
(ASME Paper No. 88-GT-188)

A Numerical Investigation of Fluid Flow for Disk Pumping Applications

D. V. ROSCOE, R. C. BUGGELN, J. A. FOSTER and H. McDONALD, Scientific Research Associates, Inc., Glastonbury, CT
(ASME Paper No. 88-GT-299)

Computation of Three-Dimensional Turbulent Turbomachinery Flows Using a Coupled Parabolic Marching Method

K. R. KIRTLEY, Sverdrup Technology, Middlebury Heights, OH
B. LAKSHMINARAYANA, Pennsylvania State University, University Park, PA
(ASME Paper No. 88-GT-80)

Computation of the Jet-Wake Flow Structure in a Low Speed Centrifugal Impeller

B. L. LAPWORTH, Rolls Royce plc, Derby, England
R. L. ELDER, Cranfield Institute of Technology, Bedford, England
(ASME Paper No. 88-GT-217)

Prediction of Compressor Cascade Performance Using a Navier-Stokes Technique

R. L. DAVIS, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT
D. E. HOBBS and H. D. WEINGOLD, Pratt & Whitney Aircraft, E. Hartford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-96)

Development of a 3D Navier-Stokes Solver for Application to all Types of Turbomachinery

W. N. DAWES, Cambridge University, Cambridge, England
(ASME Paper No. 88-GT-70)

Off-Design Performance Prediction for Radial-Flow Impellers

S. C. LEE, University of Missouri-Rolla, Rolla, MO
D. CHEN, Shanghai Institute of Railway Technology, Shanghai, China
(ASME Paper No. 88-GT-67)

Development, Testing and Performance Prediction of Radial Compressor Stages for Multi-Stage Industrial Compressors

P. DALBERT and M. V. CASEY, Sulzer Escher Wyss Ltd., Zurich, Switzerland
E. SCHURTER, Sulzer Brothers, Ltd., Winterthur, Switzerland
(ASME Paper No. 88-GT-34)

Investigation into the Effect of Tip Clearance on Centrifugal Compressor Performance

J. J. BRASZ, United Technologies Carrier Corporation, Syracuse, NY
(ASME Paper No. 88-GT-190)

Secondary Flow, Separation and Losses in the NACA 48-Inch Centrifugal Impeller at Design and Off-Design Conditions

J. MOORE and J. G. MOORE, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA
(ASME Paper No. 88-GT-101)

Application of Viscous Flow Computations for the Aerodynamic Performance of a Backswept Impeller at Various Operating Conditions

C. HAH, General Electric Company, Schenectady, NY
A. C. BRYANS, Z. MOUSSA and M. E. TOMSHO, General Electric Company, Lynn, MA
(ASME Paper No. 88-GT-39)

The Vortex-Filament Nature of the Reverse Flow on the Verge of Rotating Stall

Y. N. CHEN, Sulzer Brothers, Ltd., Winterthur, Switzerland
U. HAUPT and M. RAUTENBERG, University of Hannover, Hannover, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-120)

The Relative Merits of an Inviscid Euler 3-D and Quasi-3-D Analysis for the Design of Transonic Rotors

D. P. MILLER and A. C. BRYANS, General Electric Co., Lynn, MA
(ASME Paper No. 88-GT-69)

Investigation of Boundary Layer Transition and Separation in an Axial Turbine Cascade Using Glue-On Hot-Film Gages

S. B. VIJAYARAGHAVAN, Dresser-Rand, Wellsville, NY
P. KAVANAGH, Iowa State University, Ames, IA
(ASME Paper No. 88-GT-151)

Effects of Free-Stream Turbulence, Reynolds Number, and Incidence on Axial Turbine Cascade Performance

S. B. VIJAYARAGHAVAN, Dresser-Rand, Wellsville, NY
P. KAVANAGH, Iowa State University, Ames, IA
(ASME Paper No. 88-GT-152)

Detection of Separation Bubbles by Infrared Images in Transonic Turbine Cascades

W. BRAUNLING, DFVLR, Gottingen, FR Germany
A. QUAST, DFVLR, Braunschweig, FR Germany
H. J. DIETRICH, Motoren- und Turbinen Union, München GmbH, München, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-33)

Effects of Incidence on Three-Dimensional Flows in a Linear Turbine Cascade

A. YAMAMOTO and H. NOUSE, National Aerospace Laboratory, Tokyo, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-110)

Flow Computation and Blade Cascade Design in Turbopump Turbines

G. BITTONNET, ONERA, Chatillon Cedex, France
(ASME Paper No. 88-GT-248)

Experimental Investigation of Multistage Interaction Gust Aerodynamics

V. R. CAPECE, Pratt & Whitney, W. Palm Beach, FL
S. FLEETER, Purdue University, W. Lafayette, IN
(ASME Paper No. 88-GT-56)

On the Prediction of Unsteady Forces on Gas-Turbine Blades. Part 1: Typical Results and Potential-Flow-Interaction Effects

T. P. KORAKIANITIS, Washington University, St. Louis, MO
(ASME Paper No. 88-GT-89)

On the Prediction of Unsteady Forces on Gas-Turbine Blades. Part 2: Viscous-Wake-Interaction and Axial-Gap Effects

T. P. KORAKIANITIS, Washington University, St. Louis, MO
(ASME Paper No. 88-GT-90)

Numerical Simulation of Inviscid Transonic Flow Through Nozzles with Fluctuating Back Pressure

A. BOLCS and T. H. FRANSSON, Swiss Federal Institute of Technology, Lausanne, Switzerland
M. F. PLATZER, Naval Postgraduate School, Monterey, CA
(ASME Paper No. 88-GT-287)

Potential Pressure Field by Stator/Downstream Strut Interaction

H. KODAMA and S. NAGANO, Ishikawajima-Harima Heavy Ind. Co. Ltd., Tokyo, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-54)

A Unified Method for Solving Aerodynamic Cascade Design Problems on an Arbitrary Surface of Revolution

X. Y. SUN, College of National Metrology, Nanzhou, Zhejiang, China
Y. GUO and Y. Q. ZHAO, Nanhua Power Plant Research Institute, Zhuzhou, Hunan, China
J. Z. XU, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-118)

Design of High Performance Fans Using Advanced Aerodynamic Codes

G. KARADIMAS, SNECMA Villaroche, Moissy Carmayel, France
(ASME Paper No. 88-GT-141)

A Radial Mixing Computation Method

J. DE RUYCK and C. HIRSCH, Vrije Universiteit Brussel, Brussels, Belgium
(ASME Paper No. 88-GT-68)

Non-Intrusive Investigations into Life-Size Labyrinth Seal Flow Fields

J. B. BROWNELL, J. A. MILLWARD, and R. J. PARKER, Rolls-Royce, Derby, England
(ASME Paper No. 88-GT-45)

3-D Laser Anemometer Measurements in a Labyrinth Seal

G. L. MORRISON, M. C. JOHNSON and G. B. TATTERSON, Texas A & M University, College Station, TX
(ASME Paper No. 88-GT-63)

3-D Laser Anemometer Measurements in an Annular Seal

G. L. MORRISON, M. C. JOHNSON and G. B. TATTERSON, Texas A & M University, College Station, TX
(ASME Paper No. 88-GT-64)

The Use of Fins to Reduce the Pressure Drop in a Rotating Cavity with Radial Flow

J. W. CHEW and B. S. STRATFORD, Rolls-Royce plc, Derby, England
P. R. FARTHING and J. M. OWEN, University of Sussex, Brighton, England
(ASME Paper No. 88-GT-58)

Pre-Swirl Blade-Cooling Effectiveness in an Adiabatic Rotor-Stator System

Z. B. EL-OUN and J. M. OWEN, University of Sussex, Brighton, England
(ASME Paper No. 88-GT-276)

An Approximate Solution for the Flow Between a Rotating and a Stationary Disc

- J. M. OWEN, University of Sussex, Brighton, England
(ASME Paper No. 88-GT-293)
- A Comparison Between Measurements and Turbulence Models in a Turbine Cascade Passage**
P. ZUNINO, M. UBALDI, A. SATTA and E. PEISINO, Università di Genova, Genova, Italy
(ASME Paper No. 88-GT-226)
- Behavior of the Leg of the Horseshoe Vortex Around the Idealized Blade with Zero Attack Angle by Triple Hot-Wire Measurements**
S. HONAMI and T. SHIZAWA, Science University of Tokyo, Tokyo, Japan
M. TAKAHAMA, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Takasago, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-197)
- Three-Dimensional Flow Pattern Upstream of a Surface Mounted Rectangular Obstruction**
K. Y. M. LAI and A. H. MAKOMASKI, National Research Council of Canada, Ottawa, ON, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-291)
- A Secondary Flow Calculation Method Based on the Meridional Vorticity Transport Equation**
J. KALDELLIS, D. DOUVIKAS and K. D. PAPAILIOU, Athens National Technical University, Athens, Greece
(ASME Paper No. 88-GT-260)
- Effect of Stage Loading on Endwall Flows in an Axial Flow Compressor Rotor**
N. SITARAM, Indian Institute of Technology, Madras, India
(ASME Paper No. 88-GT-111)
- Transition Modeling Effects on Viscous/Inviscid Interaction Analysis of Low Reynolds Number Airfoil Flows Involving Laminar Separation Bubbles**
G. J. WALKER, University of Tasmania, Hobart, Tasmania, Australia
P. H. SUBROTO, Indonesian Air Force HQ, Jakarta, Indonesia
M. F. PLATZER, Naval Postgraduate School, Monterey, CA
(ASME Paper No. 88-GT-32)
- Numerical Analysis of Airfoil and Cascade Flows by the Viscous/Inviscid Interactive Technique**
C. J. HWANG, F. L. JIANG and J. M. HSIEH, National Cheng Kung University, Tainan, Taiwan, China
S. B. CHANG, Chung-Shan Institute of Science and Technology, Taichung, Taiwan, China
(ASME Paper No. 88-GT-160)
- Incompressible Viscous Flow Solutions in Cascades Using Implicit Procedures**
M. L. MANSOUR and A. HAMED, University of Cincinnati, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-225)
- Calculation of the Flow Along the S1 Stream Surface with Inviscid-Viscous Interaction Method**
S. KANG, Y. HUANG and Z. WANG, Harbin Institute of Technology, Harbin, China
(ASME Paper No. 88-GT-62)
- Laser Velocimeter Measurements in a Centrifugal Flow Pump**
S. M. MINER, Westinghouse Electric Corp., Baltimore, MD
R. J. BEAUDOIN and R. D. FLACK, University of Virginia, Charlottesville, VA
(ASME Paper No. 88-GT-95)
- Flow in Single and Twin Entry Radial Turbine Volute**
N. LYMBERPOULOS, N. C. BAINES and N. WATSON, Imperial College, London, England
(ASME Paper No. 88-GT-59)
- Three Dimensional Flow in Radial-Inflow Turbines**
M. ZANGENCH-KAZEMI, W. N. DAWES and W. R. HAWTHORNE, Cambridge University, Cambridge, England
(ASME Paper No. 88-GT-103)
- Calculation of Complete Three-Dimensional Flow in a Centrifugal Rotor with Splitter Blades**
D. K. LIU and L. J. JI, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-93)
- Optimization Design of the Over-All Dimensions of Centrifugal Compressor Stage**
Q. WANG and Z. SUN, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-134)
- The Use of Bezier Polynomial Patches to Define the Geometrical Shape of the Flow Channels of Compressors**
Q. WANG and X. HUANG, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-60)
- Turbulence Measurements in a Multistage Low-Pressure Turbine**
A. BINDER, Th. SHROEDER and J. HOURMOUZADIAS, MTU, München, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-79)
- Wake-Boundary Layer Interactions in an Axial Flow Turbine Rotor at Off-Design Conditions**
H. P. HODSON and J. S. ADDISON, Cambridge University, Cambridge, England
(ASME Paper No. 88-GT-233)
- Cold Flow Turbine Rig Tests of the Original and Redesigned Compressor Turbines of an Industrial Gas Turbine Engine**
I. S. DIAKUNCHAK, Westinghouse Canada, Hamilton, ON, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-74)
- An Experimental Research on Two-Dimensional Transonic Cascades of a 850 mm Steam Turbine Blade**
D. MIN and X. Ai, Beijing Heavy Electric Machinery Works, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-53)
- Flutter of a Fan Blade in Supersonic Axial Flow**
R. E. KIELB and J. K. RAMSEY, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 88-GT-78)
- Effect of Shock Wave Movement on Aerodynamic Instability of Annular Cascade Oscillating in Transonic Flow**
H. KOBAYASHI, National Aerospace Laboratory, Tokyo, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-187)
- Periodicity, Superposition, and 3D Effects in Supersonic Compressor Flutter**
G. A. GEROLYMOS, SNECMA Villaroche Research Center, Moissy Cramayel, France
(ASME Paper No. 88-GT-136)
- Numerical Integration of the 3D Unsteady Euler Equations for Flutter Analysis of Axial Flow Compressors**
G. A. GEROLYMOS, SNECMA Villaroche Research Center, Moissy Cramayel, France
(ASME Paper No. 88-GT-255)
- Test Results and Theoretical Investigations on the ARL 19 Supersonic Blade Cascade**
A. FOURMAUX, R. GAILLARD, G. LOSFELD and G. MEAUZE, ONERA, Chatillon-Cedex, France
(ASME Paper No. 88-GT-202)
- Experimental Investigation of the Performance of a Supersonic Compressor Cascade**
D. L. TWEEDT, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
H. A. SCHREIBER and H. STARKEN, DFVLR-Institut für Antriebstechnik, Köln, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-306)
- Performance of a Compressor Cascade Configuration with Supersonic Entrance Flow - A Review and Comparison of Experiments in Three Installations**
G. K. SEROVY and T. H. OKIISHI, Iowa State University, Ames, IA
(ASME Paper No. 88-GT-211)
- Investigations of Boundary Layer Transition in an Adverse Pressure Gradient**
J. P. GOSTELOW and A. R. BLUNDEN, Institute of Technology, Sydney, Australia
(ASME Paper No. 88-GT-298)
- The Effect of the Reynolds Number on the Three-Dimensional Flow in a Straight Compressor Cascade**
V. CYRUS, SVUSS (The National Research Institute for Machine Design), Bechovice, Czechoslovakia
(ASME Paper No. 88-GT-269)
- An Experimental Investigation on a Vortex Flow Cascade**
Y. P. TANG and M. Z. CHEN, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-265)
- Structure of Tip Clearance Flow in an Isolated Axial Compressor Rotor**
M. INOUE and M. KUROUMARU, Kyushu University, Fukuoka, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-251)
- An Experimental Study of Streamwise Vortices in a Compressor Cascade**
F. CHEN, M. Z. CHEN, and H. K. JIANG, Beijing Institute of Aeronautics & Astronautics, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-137)
- Tip Leakage in a Centrifugal Compressor**
T. Z. FARGE, M. W. JOHNSON and T. M. A. MAKSOUD, University of Liverpool, Liverpool, England
(ASME Paper No. 88-GT-210)

The Effects of Relative Motion, Blade Edge Radius and Gap Size on the Blade Tip Pressure Distribution in an Annular Turbine Cascade with Clearance

G. MORPHIS and J. P. BINDON, University of Natal, Durban, South Africa
(ASME Paper No. 88-GT-256)

Turbulence Measurements and Secondary Flows in a Turbine Rotor Cascade

D. G. GREGORY-SMITH, University of Durham, Durham, England
J. A. WALSH, Logica Space and Defence Systems Ltd., London, England
C. P. GRAVES, Gilbert Gilkes and Gordon Ltd., Cumbria, England
K. P. FULTON, Rolls-Royce plc, Derby, England
(ASME Paper No. 88-GT-244)

Numerical Solution to Transonic Potential Equations on S_2 Stream Surface in a Turbomachine

J. Y. DU and J. Z. XU, Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing, China
Y. Q. ZHAO and Y. GUO, Nanhua Power Research Institute, Zhuzhou, Hunan, China
(ASME Paper No. 88-GT-82)

Quasi-3D Solutions for Transonic, Inviscid Flows by Adaptive Triangulation

D. G. HOLMES and S. H. LAMSON, GE Research and Development Center, Schenectady, NY
S. D. CONNELL, GE Aircraft Engine Business Group, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-83)

A New Approach to the Calculation of S_2 Stream Surfaces with Full Inverse and Hybrid Methods for Turbomachine

M. GE, Z. YU and Y. LOU, Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-262)

Acquisition of Unsteady Pressure Measurements from a High Speed Multi-Stage Compressor

W. W. COPENHAVER and C. J. WORLAND, Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson AFB, OH
(ASME Paper No. 88-GT-189)

Flow Measurements in Rotating Stall in a Gas Turbine Engine Compressor

R. C. BEST, J. C. LAFLAMME and W. C. MOFFATT, Royal Military College of Canada, Kingston, ON, Canada
(ASME Paper No. 88-GT-219)

Experimental Investigation of Rotating Stall in a Mismatched Three Stage Axial Flow Compressor

G. L. GIANNISSIS, A. B. MCKENZIE and R. L. ELDER, Cranfield Institute of Technology, Cranfield, Bedford, England
(ASME Paper No. 88-GT-205)

An Investigation of Axial Pump Backflow and a Method for Its Control

M. ABRAMIAN, J. H. G. HOWARD, University of Waterloo, Waterloo, ON, Canada
P. HERMANN, Sundstrand Aviation Operations, Rockford, IL
(ASME Paper No. 88-GT-31)

Temperature Rise in the Multistage Axial Flow Compressor During Rotating Stall and Surge

K. NACOVSKA, CKD Kompressor, Praha, Czechoslovakia
(ASME Paper No. 88-GT-323)

Rotor-Stator Interaction in a Diffuser Pump

N. ARNDT, A. J. ACOSTA, C. E. BRENNEN and T. K. CAUGHEY, California Institute of Technology, Pasadena, CA
(ASME Paper No. 88-GT-55)

Weak Rotating Flow Disturbances in a Centrifugal Compressor with a Vaneless Diffuser

F. K. MOORE, Cornell University, Ithaca, NY
(ASME Paper No. 88-GT-76)

The Effects of Diffuser Geometry on Rotating Stall Behavior

M. V. OTUGEN and R. M. C. SO, Arizona State University, Tempe, AZ
B. C. HWANG, David Taylor Naval Ship Research and Development Center, Annapolis, MD
(ASME Paper No. 88-GT-153)

Unsteady Flow in a Centrifugal Compressor with Different Types of Vaned Diffusers

U. HAUPT, U. SEIDEL and M. RAUTENBERG, University of Hannover, Hannover, FR Germany
A. N. ABDEL-HAMID, American University of Cairo, Cairo, Egypt
(ASME Paper No. 88-GT-22)

Correlation of Tip Clearance Effects to Impeller Geometry and Fluid Dynamics

A. ENGEDA, W. P. STRATE and M. RAUTENBERG, University of Hannover, Hannover, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-92)

Flow Field in the Tip Gap of a Planar Cascade of Turbine Blades

M. YARAS and S. A. SJOLANDER, Carleton University, Ottawa, ON, Canada
Y. ZHU, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, Shaanxi Prov., China
(ASME Paper No. 88-GT-29)

Base Pressure in Transonic Speeds - A Comparison Between Theory and Experiment

F. MOTALLEBI, University of Tehran, Tehran, Iran
(ASME Paper No. 88-GT-132)

A Fast Interactive Two-Dimensional Blade-to-Blade Profile Design Method

G. D. WILLIS, NEI - A.P.E. Ltd., W. H. Allen Ltd., Bedford, England
A. GOULAS, University of Thessaloniki, Greece
(ASME Paper No. 88-GT-100)

An Experimental Investigation into the Reasons of Reducing Secondary Flow Losses by Using Leaned Blades in Rectangular Turbine Cascades with Incidence Angle

Z. WANG, W. XU, W. HAN and J. BAI, Harbin Inst. of Technology, Harbin, China
(ASME Paper No. 88-GT-4)

An Experimental Investigation into the Influence of Blade Leaning on the Losses Downstream of Annular Cascades with a Small Diameter-height Ratio

W. HAN, Z. WANG and W. XU, Harbin Inst. of Technology, Harbin, China
(ASME Paper No. 88-GT-19)

Theoretical Investigation of the Interaction between a Compressor and the Components During Surge

J. BRUMM, H. KALAC and I. TEIPEL, University of Hannover, Hannover, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-220)

Application of Bifurcation Theory to Axial Flow Compressor Instability

F. E. McCAUGHAN, Cornell University, Ithaca, NY
(ASME Paper No. 88-GT-231)

Numerical Results for Axial Flow Compressor Instability

F. E. McCAUGHAN, Cornell University, Ithaca, NY
(ASME Paper No. 88-GT-252)

Sensitivity Analysis and Optimum Design Method for Reduced Rotor - Stator - Strut Flow Interaction

G. CERRI, University of Roma, Roma, Italy
W. F. O'BRIEN, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA
(ASME Paper No. 88-GT-310)

A New Singular Integral Approach for a Vertical Array of Airfoils

D. WILSON, University of Texas at Austin, Austin, TX
(ASME Paper No. 88-GT-218)

A New Variational Finite Element Computation for Aerodynamic Inverse Problem in Turbines with Long Blades

R. QIN, F. YI and H. WANG, Harbin Institute of Technology, Harbin, China
(ASME Paper No. 88-GT-275)

A Unified Solution Method for the Flow Calculations Along S_1 and S_2 Stream Surfaces Used for the Computer-Aided Design of Centrifugal Compressor

Q. WANG and H. YU, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China
(ASME Paper No. 88-GT-237)

Causes for Turbomachinery Performance Deterioration

W. TABAKOFF, University of Cincinnati, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 88-GT-294)

Influence of Deposit on the Flow in a Turbine Cascade

A. BOLCS and O. SARI, Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Lausanne, Switzerland
(ASME Paper No. 88-GT-207)

Response of Large Turbofan and Turbojet Engines to a Short-Duration Overpressure

M. G. DUNN, Calspan Advanced Technology Center, Buffalo, NY
R. M. ADAMS and V. S. OXFORD, Headquarters, Defense Nuclear Agency, Washington, DC
(ASME Paper No. 88-GT-273)

On Predicting Steam Turbine Blading Erosion and Turbine Efficiency Deterioration

J. A. KRZYZANOWSKI, Polish Academy of Sciences, Gdansk, Poland
(ASME Paper No. 88-GT-224)

VEHICULAR AND SMALL TURBOMACHINES

Comparison of Ceramic vs. Advanced Superalloy Options for a Small Gas Turbine Technology Demonstrator

T. BORNEMISZA and J. NAPIER, Sundstrand Turbomach, San Diego, CA
(ASME Paper No. 88-GT-228)

AGT 100 Project Summary

H. E. HELMS, Allison Gas Turbine, Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 88-GT-223)

AGT 101/ATTAP Ceramic Technology Development

G. L. BOYD and D. M. KREINER, Garrett Auxiliary Power Division, Allied Signal Aerospace Company, Phoenix, AZ
(ASME Paper No. 88-GT-243)

A Compact, High Efficiency, Self-Cleaning Air Filtration System for a Vehicular Gas Turbine Engine

J. P. MURPHY, Textron Lycoming, Stratford, CT
H. R. CAMPLIN, Donaldson Company, Inc., Minneapolis, MN
(ASME Paper No. 88-GT-85)

Battle Tanks of the Future - A Need for Turbine Power

G. BANTHI and J. DEMAN, Textron Lycoming, Stratford, CT
(ASME Paper No. 88-GT-43)

Analytical and Numerical Treatment of the Transient Behaviour of Rotating Counterflow Regenerators

W. HUETTNER and M. NIGGEMANN, Daimler-Benz Aktiengesellschaft, Stuttgart, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-38)

Uses of High Temperature ODS-Superalloys for an Experimental Motor Vehicular Gas Turbine

H. D. HEDRICH and E. TANK, Daimler-Benz Aktiengesellschaft, Stuttgart, FR Germany
(ASME Paper No. 88-GT-191)

Development of Ceramic Turbine Rotors

K. KATAYAMA, M. SASAKI and T. ITOH, Central Engineering Laboratories, Nissan Motor Co., Ltd., Yokosuka, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-282)

Development of a Variable Area Radial Turbine for Small Turbochargers

Y. OKAZAKI and P. BUSH, Mitsubishi Heavy Industries America, Inc., Auburn Hills, MI
N. MATSUDAIRA, Mitsubishi Heavy Ind., Ltd., Sagamihara, Japan
E. MATSUA, Mitsubishi Heavy Ind., Ltd., Nagasaki, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-102)

Experimental Investigation of Secondary Flow and Mixing Downstream of Straight Turbine Cascades

A. MOBARAK, M. G. KHALAFALLAH, and A. M. OSMAN, Cairo University, Giza, Egypt
H. A. HEIKAL, Helwan University, Cairo, Egypt
(ASME Paper No. 88-GT-8)

Development of a 30PS Class Small Gas Turbine and It's Power-Up Version

A. HOSHINO, T. SUGIMOTO, T. TATSUMI and Y. NAKAGAWA, Kawasaki Heavy Industries Ltd., Akashi, Japan
(ASME Paper No. 88-GT-2)

Organic Fluid Turbines for Various Engine Power Level Turbochargers

G. CERRI, Universita di Roma "La Sapienza", Roma, Italy
(ASME Paper No. 88-GT-1)

第13期最後の総会終わる

—「国際間の科学技術協力と研究の自由について(声明)」を採択—

昭和63年5月 日本学術会議広報委員会

日本学術会議は、4月20日から4月22日まで第104回総会を開催し、「国際間の科学技術協力と研究の自由について(声明)」を決議するとともに、4件の勧告・要望・見解を採択しました。

総会報告

総会第1日目(4月20日)の午前中には、会長からの経過報告、各部・諸委員会報告に続き、勧告・要望等6つの提案がなされ、同日午後の各部会での審議を経た上で、第2日目(21日)の午前中にこれらの6件が可決された。その後さらに1件の追加提案が行われ、同日午後これが可決された。第3日目(22日)午前は特別委員会が、午後には常置委員会が開催された。

なお、総会前日の19日午前には連合部会が開催されて前記の6案件の予備的な説明・質疑が行われ、またその午後には各部会が開催された。

第1日目午前。6件の提案につきそれぞれ提案説明が行われた後、質疑応答が行われた。午後、各部会を開催。

第2日目午前。まず、前日提案された「日本学術会議会則の一部を改正する規則の制定について」、「日本学術会議の運営の細則に関する内規の一部改正について」が賛成多数で採択された。第1常置委員会で審議を重ねてきたこれら会則・内規の改正は、(1)副会長世話担当研連のうち6研連を関係部へ移行させ、残りの12研連を副会長枠として存続させること等に伴う措置を決めたものと、(2)現存する6国際協力事業専門委員会のうち、第14期にも引き続き存続させる3専門委員会に関する措置を決めたものである。このことに関連して、研連活動の活性化に関して活発な発言が行われた。

次に第4部提案の「太陽地球系エネルギー国際協同研究計画(STEP)の実施について」(勧告)、同じく第4部提案の「国立地球科学博物館(仮称)の設立について」(勧告)、さらに第5常置委員会提案の「大学等における学術諸分野の研究情報活動の推進について」(要望)が、いずれも賛成多数で採択された。続いて、第6常置委員会提案の「我が国の国際学術交流の在り方についての日本学術会議の見解」が、これも賛成多数で採択された。

その後会長より「国際間の科学技術協力と研究の自由について(声明)―日米科学技術協力協定の改定に当たって―」が追加提案された。これは、日米科学技術協力協定の改定が行われようとしているに当たり、目下伝えられているその内容について憂慮すべき点があるというので、19日午後及び20日午後の各部会での討議を経て、そのおおよその見解の一致を踏まえて、会長が総会に提案したものである。この提案を受けて、この声明を出すことは時機を得たことであるとしながらも、文章表現に関しては質問・意見が多く出された。

第2日目午後。午前の審議に引き続き、一部の文章表現に関する修正案が数名の会員から提示され、採決の結果原案を一部修正したものが賛成多数で採択された。なお、総会で採択された前記勧告・要望は22日午後内閣総理大臣に提出され関係諸機関等に送付された。(これらの勧告・要望・見解・声明の概要は別項所載のとおりであり、詳細は日本学術会議月報5月号を参照されたい。)

国際間の科学技術協力と研究の自由について(声明)
―日米科学技術協力協定の改定に当たって―

最近、日米両国政府間で大筋が合意された「日米科学技術協力協定」の改定について、目下伝えられる内容に関しては憂慮すべき点が少なくない。

日本学術会議は、さきに「科学者憲章」(声明)、「科学の国際協力についての日本学術会議の見解」を採択し、科学者の責務と学術の国際交流に当たっての基本的な原則を明らかにした(この部分は本文を簡略化した)。

二国間の学術交流は、相手国の固有の事情があるにしても、上述の日本学術会議が宣明した全世界的な学術交流の原則と相容れない内容を含むものであってはならない。全世界的立場と個別の二国間協定の立場とは差異がありうるにせよ、いかなる場合にも自由な研究交流、成果の公開といった基本原則はかたく守られなければならないと考える。

今回の「日米科学技術協力協定」の改定は「安全保障」、「知的所有権」の問題を包含すると伝えられているが、このことによって科学者の研究・発表の自由、科学者の身分保障などが実質的に制約される恐れがある。したがって、協定の具体的内容の決定に当たっては、慎重な配慮が必要である。

われわれは、「日米科学技術協力協定」の改定に当たって、本会議が明らかにしてきた上述の諸原則の精神を最大限に尊重することを強く要望するものである。

この種の科学技術協力に関する国際的取極めについては、事前に広く科学者の意見を聴取すべきものであると考える。

太陽地球系エネルギー国際協同研究計画
(STEP)の実施について(勧告)

暗黒の宇宙空間に浮かぶ青いルビーのように光る地球が、我々にとってかけがえのない惑星であることが、理解されるようになったのは、20世紀の科学研究の最大の成果の1つである。宇宙空間に浮かぶ我が惑星、地球には、太陽からの紫外線や太陽風プラズマが絶えず襲って、絶妙なエネルギーバランスを保ちつつ、地球の電磁圏や中間圏、

成層圏を作っている。しかしこのシステムには、未だ多くの謎が残されていて、この謎の理解は宇宙空間の基礎物理の理解とともに永続的な地球環境変化の理解の基礎ともなっている。したがって国際太陽地球系物理学・科学委員会(SCOSTEP)は、国際科学連合会議(ICSU)の承認を得て、太陽地球系エネルギー国際協同研究(Solar Terrestrial Energy Program: STEP)計画を立て、1990—1995年の6か年間にわたりその実施を行うよう、各国に要請している。

本研究計画では、太陽から、地球成層圏にわたる、全領域について、それを一つのシステムととらえ、そこに展開する電磁現象、プラズマ現象、及び化学現象について、現象の変動のみならず、エネルギー伝播の変化も合わせ、定量的に究明することを目指している。我が国でも本国際協同研究計画を実施すべく、今回、第104回日本学術会議総会において、政府に対する勧告が出された。

「国立地図学博物館」(仮称)の設立 について(勧告)

国際社会における日本の役割と責任とが高まるにつれて、それぞれの国情、民族性、地域的生活様式に即した適切な対応を行う必要がある。そのためには、一国単位のみならず、主要な行政区域が大都市圏といった主要地域ごとに、新しい詳細な地理情報を組織的、継続的かつ迅速的確に収集し、整理加工して、一般の需要に応える体制作りは、焦眉の急を要する国家的課題である。ここで言うところの地理情報とは、様々な地域に即して、その風土と住民、民族と文化、人口と社会、生活と環境、資源と産業、集落と交通、経済と政治などに関して、地図、空中写真、地上景観写真、衛星画像等(地図・画像情報)によって表現される地表の空間的情報を意味する。とりわけ、「地表の地理的事象を数学的、選択的、かつ記号的に表現した地図」は、コンピュータの支援によって、ますますその情報価値を高めている。

ここに勧告する「国立地図学博物館」(仮称)は、主として諸外国の地図、画像情報の収集、整理、保存を行い、関連する地域情報を加えて、地理情報のデータ・ベース化の手法や図の解析法、表現法、利用の高度化、地図発達史等に関する研究を行い、動的、立体的な展示方法を駆使して、広く国民の国際知識の涵養、地域研究、学術文化、政治行政、経済活動等に寄与し、さらに、国内及び国際的地域情報のセンターとしても基幹的な役割を演じ、国内外の関連機関と密接に提携して、地理情報の相互補完的及び相乗的価値を高めることを目指すものである。

大学等における学術諸分野の研究情報活動の 推進について(要望)

高度情報化社会に即応した新しい手段により、学術研究の基礎的情報・資料を整備すること、情報・資料や研究成果を全国的・国際的に流通させることが、学術のすべての分野を通じて強く要望されている。これらの推進のために、近年、文献資料センター、データ資料センターの整備、「学術情報センター」の設立、データベース作成の支援などが行われ、その環境はかなり整備されてきた。

これらの環境を基盤として、それを強力に補完するものこそ、個々の専門分野での研究情報活動である。このため、国公立大学等で、国際協力を念頭に置きつつ、それぞれ特色を持つ領域を単位として、情報・資料を整備し、その分野での研究成果を提供する組織の設置と方法の推進とともに、「学術情報センター」のネット・ワークなどを通じて、全

国的・国際的に流通させる体制の強化が急務であると考えられる。このために、下記のような体制の確立を要望する。

(1)専門分野別に研究情報センターを設置すること。(2)大学等の既存の諸機関(文献資料センター等)における研究情報活動を推進すること。(3)個別的なデータベース・知識ベースの作成と新規のデータ処理方法の開発を助成すること。(4)「学術情報センター」の拡充を図ること。(5)大学等とそれ以外の機関(官公庁、学・協会を含む)との情報の流通を円滑化すること。

我が国の国際学術交流の在り方についての 日本学術会議の見解

学術の問題は国際的視点を外して考えることはできない。日本学術会議は、昭和36年10月27日第34回総会において「科学の国際協力についての日本学術会議の見解」を採択し、科学の国際協力は、(1)平和への貢献を目的とすべきこと、(2)全世界的であるべきこと、(3)自主性を重んずべきこと、(4)科学者間で対等に行われるべきこと、(5)成果は公開されるべきことの5原則を明らかにした。この見解は、国際学術交流における一般的原則を示すもので、今日においても尊重されるべきものである。

この見解表明から四半世紀を経て、国際学術交流を取り巻く環境の変化は急速に進んでいる。その変化の速度は今後更に顕著になると思われる。しかし、このような著しい変化の中で、国際学術交流に対する我が国の人的、制度的、財政的対応は必ずしも満足すべき状態にはない。今回の見解は、こうした状況を踏まえ、我が国の国際学術交流は今後一層積極的かつ能動的な姿勢へ転換させることの重要性を指摘し、次のとおり、人の問題、国際交流の進め方の問題、組織の問題の三つの面で、新しい姿勢に見合った改革を進めて行くことの必要性を表明している。

- (1) 人的交流の促進と大学・研究機関の国際的開放
- (2) 学術研究活動の世界的展開
 - ① 国際的学術機関の活動への積極的参加
 - ② 国際的研究プロジェクトの策定と遂行
 - ③ 二国間・地域間学術交流
- (3) 国際学術ネットワークの確立

全国学術研究団体総覧(1988)

学術研究団体調査の結果をもとに、我が国の学術研究団体1236団体が分野別に、また大学関係学会等一覧が収録されています。[日本学術会議事務局監修・(財)日本学術協力財団編集・6500円・郵送料350円]

*本総覧は、全国の政府刊行物サービスセンターで販売。

日本の学術研究動向(昭和63年4月)

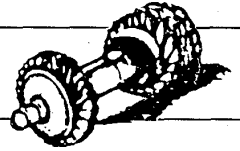
人文・社会科学及び自然科学を網羅した科学者から成る日本学術会議において、全学問分野にわたり、学術研究の動向の現状分析とその展望を行い、その成果を取りまとめたもの。[日本学術会議・(財)日本学術協力財団発行・5000円・郵送料300円]

*本資料は、(財)日本学術協力財団で取り扱っています。

御意見・お問い合わせ等がありましたら下記まで
お寄せください。

〒106 港区六本木7-22-34

日本学術会議広報委員会 電話 03(403)6291



(社) 日本ガスタービン学会

評議員会・総会報告

総務理事

去る4月28日(木)、本学会の評議員会および通常総会が、東京、機械振興会館において開催された。

まず、第12期第2回評議員会は10時30分より開かれ、評議員の互選により、鳥崎忠雄君が議長となり、議事が進められた。第12期稲葉興作会長が所用により欠席のため、松木正勝副会長による開会挨拶があり、引き続き、同評議員会への出席者13名、委任状提出者39名で同会が成立することが宣言されたのち、以下の議案につき審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第12期事業報告、第12期収支決算報告の各案を総会にはかることが認められた。同上の決算案については窪田雅男、三輪光砂両監事による監査結果が窪田監事より報告された。次いで、会誌その他の刊行物に関する細則第5章の第16条中に著作権の学会帰属についての条項を加える改正案が審議され、原案通り、承認された。

さらに、名誉会員推薦案を総会にはかることなどが承認された。

第13期第1回評議員会が、11時20分より同会場で開催され、上記評議員会に引き続き、第13期評議員となった鳥崎忠雄君を議長に選任、議事が進められた。まず、出席者14名、委任状提出者43名で評議員会が成立することが宣言されたのち、以下の議案の審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第13期役員、第13期評議員、監事選挙結果報告、第13期事業計画、第13期予算などの諸案を総会にはかることになった。

同日、13時より第13期通常総会が機械振興会館地下2階ホールで開催された。すなわち、第12期松木副会長(稲葉会長所用により欠席)の開会挨拶のあと、同君を総会議長に選出し、議事が進められた。同総会への出席者46名、委任状提出者442名(会員数1,402名の1/5以上)で同総会成立が宣言されたのち、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第12期事業報告、第12期収支決算報告につき、有賀一郎総務(主担当)理事および中西健一総務(財務担当)理事(第12期)より説明があり、承認された。収支決算については窪田、三輪両監事による監査結果として適正であるむね窪田監事より報告された。次いで、第12期第2回評議員会で承認された上記細則改正について報告された。名誉会員推薦につき松木副会長より説明があり承認された。

後半は第13期に関する諸件の審議が行われた。まず、第13期役員選出の件では別掲どおり議決された。なお、第13期評議員・監事選挙結果もあわせて報告された。次いで、名誉会員推薦につき、松木副会長より説明があり、今井兼一郎君、岡崎卓郎君および西脇仁一君を名誉会員とすることが承認された。

以上により第13期会長に松木正勝君が選出され、就任の挨拶がのべられた。ここで、改めて新会長として松木君が議長の任を続け、以下の議事が進められた。総会の成立につき再確認が行われ、第13期事業計画、第13期予算に関し、有賀一郎総務(主担当)理事および久保田道雄総務(財務)理事(いずれも第13期)より説明があり、別掲どおり承認された。

引き続き議事録署名者の件がはかられ、最後に第13期副会長の田中英穂君より閉会の挨拶が述べられ、総会を終了した。

総会に続いて、名誉会員推薦状及び学会賞授与式が行われた。

まず、上記 今井兼一郎君、岡崎卓郎君及び西脇仁一君に対し、第12期松木副会長より推薦状と記念品が贈呈され、これに応じて各氏より挨拶が述べられた。

次に、日本ガスタービン学会賞授与式に移ったが、初めに同賞の審査経過が須之部審査委員長より報告された。次いで、九州大学の井上雅弘君、九郎丸元雄君、福原稔君の「Development of Casing Wall Boundary Layer Through an Axial Compressor Rotor」、大阪大学の水谷幸夫君、中部主敬君、谷村聡君の「Burning Velocities of Premixed Sprays and Their Coburning Characteristics」、東芝の荒木達雄君、中田裕二君、伊藤

勝康君、福山佳孝君、大友文雄君の「High Temperature Wind Tunnel Testing of Film Cooled Blades」、東京大学の笠木伸英君、細谷浩司君、平田賢君、鈴木雄二君の「The Effects of Free Stream Turbulence on Full-Coverage Film Cooling」の各論文に論文賞が授与された。また、防衛庁技術研究本部の神津正男君、濱谷 博君、山田秀次郎君、石川島播磨重工業の石川 達君、石沢和彦君らによる「F3-30 ターボファンエンジンの開発」、いすゞ自動車の岡田健治君、及川忠雄君、横田克彦君、石川島播磨重工業の原田高代治君、清水正三君らの「新型VGS(可変容量形)ターボによる高過給、低燃費、電子制御ディーゼルエンジンの開発」に技術賞が授与された。

第12期(昭和62年度)事業報告

1. 役員に関する事項

1.1 役員・評議員

1.2 監事・評議員の選出

第12期監事・評議員の選出は定款第15条、第16条、細則第19条、第21条、第22条、第23条、第24条、第25条により選出した。

2. 会務処理に関する各種会合

2.1 理事会

会長・副会長他18名(内、総務担当5名、企画担当6名、編集担当7名)、開催9回。

会議事項：第12期総会報告、第12期評議員会報告、第12期諸事業実施にともなう業務、第12期事業報告案、同決算案、第13期総会議案、第13期評議員会議案、同事業計画案、同予算案など。

2.2 評議員会

評議員68名、開催2回〔内訳：第12期第1回評議員会(出席11名、委任状提出者43名)(62.4.24)、第12期第2回評議員会(63.4.28)〕

会議事項：第12期役員案、第12期事業計画案、同予算案、第12期事業報告案、同決算案、細則変更などの件の審議、承認。

2.3 総 会

正会員全員、開催1回〔内訳：第12期通常総会(出席30名、委任状提出者503名(会員数1,383名の1/5以上))(62.4.24)〕

会議事項：第12期役員、評議員選出、第12期事業計画、同予算、第11期事業報告、同決算などの件の審議、承認。

2.4 部門別理事・委員会

1) 総 務

主担当理事 有 賀 一 郎 他12名 開催8回

2) 企 画

主担当理事 高 原 北 雄 他14名 開催6回

3) 編 集

主担当理事 森 下 輝 夫 他18名 開催8回

2.5 選挙管理委員会

委員長 窪 田 雅 男 他6名 開催2回

3. 調査研究事業

3.1 ガスタービン統計作成委員会

委員長 青 木 千 明 他10名 開催2回

会議事項：わが国ガスタービン及び過給機生産に関する統計資料の蒐集および集計、その結果を学会誌及びBulletinに掲載。

- 3.2 ガスタービン技術情報センター運営委員会
委員 長 益 田 重 明 他 3 名 開催 2 回
会議事項：同センター運営およびその整理その他資料蒐集。
- 3.3 組織検討委員会
委員 長 田 中 英 穂 他 10 名 開催 2 回
会議事項：前期審議事項の整理及び今後の方針の検討。Bulletin 作成のための小委員会を設置、及び Bulletin 1 号の編集及び発行。
- 3.4 地方委員会
委員 長 水 谷 幸 夫 他 10 名 開催 1 回
会議事項：地方における見学会、技術懇談会の企画、地方行事に関する打合せ。
- 3.5 調査研究委員会
委員 長 川 口 修 他 7 名 開催 4 回
会議事項：ガスタービンの燃焼器に関する諸問題とその対策事例に関する調査。
- 3.6 定期講演会委員会
委員 長 森 下 輝 夫 他 18 名 開催 2 回
会議事項：第 16 回定期講演会の企画。
- 3.7 学会賞審査委員会
委員 長 須 之 部 量 寛 他 12 名 開催 5 回
会議事項：学会賞候補について審査し、論文賞・技術賞を選定。
- 4. 集会事業
特別講演会 1 回、定期講演会 1 回、技術懇談会 4 回、見学会 4 回、ガスタービンセミナー 1 回、シンポジウム 1 回。

1987 - 4 p. 1 - 4
1987 - 7 p. 1 - 6
1987 - 12 p. 1 - 8

- 5.3 日本ガスタービン学会講演論文集
第 15 回定期講演会の講演論文集 (108 頁) を発行した。
- 5.4 ガスタービンセミナー資料集
第 16 回ガスタービンセミナーのセミナー資料集 (89 頁) を発行した。
- 5.5 日本ガスタービン学会要覧
入会の案内に供する目的で「日本ガスタービン学会要覧」(A 5 版 16 頁) を発行した。
- 5.6 Bulletin of GTSJ
海外関連機関に国内ガスタービン及び過給機の情報、並びに本学会と会員の活動状況を紹介する目的で「Bulletin of GTSJ 1987」(B 5 版 78 頁) を発行した。
- 6. 1987 年国際ガスタービン会議組織委員会
標記会議の準備をすすめ、その実施運営にあたった。
- 7. 会員数の異動状況

| 摘 要 | 正 会 員 | 学生会員 | 賛助会員 |
|---------|-------|------|------|
| 本期末会員数 | 1,398 | 18 | 121 |
| 前期末会員数 | 1,385 | 22 | 117 |
| 差 引 増 減 | 13 | △4 | 4 |

第 12 期 (昭和 62 年度) 収支決算

1. 収支計算書総括表

自 昭和 62 年 4 月 1 日
至 昭和 63 年 3 月 31 日

| 科 目 | 合 計 | 一 般 会 計 | 国際会議特別会計 |
|-----------|------------|------------|------------|
| (収入の部) | 円 | 円 | 円 |
| 基本財産運用収入 | 295,679 | 295,679 | 0 |
| 入 会 金 収 入 | 47,000 | 47,000 | 0 |
| 会 費 収 入 | 13,554,000 | 13,554,000 | 0 |
| 事 業 収 入 | 6,725,800 | 6,725,800 | 0 |
| 雑 収 入 | 9,989,676 | 2,637,330 | 7,352,346 |
| 特別賛助会費収入 | 9,600,000 | 0 | 9,600,000 |
| 当期収入合計 | 40,212,155 | 23,259,809 | 16,952,346 |
| 前期繰越収支差額 | 11,737,746 | 7,758,278 | 3,979,468 |
| 収 入 合 計 | 51,949,901 | 31,018,087 | 20,931,814 |
| (支出の部) | | | |
| 出版事業費 | 7,192,665 | 7,192,665 | 0 |
| 集会事業費 | 2,090,911 | 2,090,911 | 0 |
| 調査研究事業費 | 169,916 | 169,916 | 0 |
| 表彰事業費 | 88,160 | 88,160 | 0 |
| 管 理 費 | 15,106,249 | 15,009,089 | 97,160 |
| 支 出 金 | 7,300,000 | 0 | 7,300,000 |
| 敷金・保証金支出 | 40,000 | 40,000 | 0 |
| 当期支出合計 | 31,987,901 | 24,590,741 | 7,397,160 |
| 当期収支差額 | 8,224,254 | △1,330,932 | 9,555,186 |
| 次期繰越収支差額 | 19,962,000 | 6,427,346 | 13,534,654 |

2. 正味財産増減計算書総括表

(昭和 62 年 4 月 1 日から昭和 63 年 3 月 31 日)

| 科 目 | 合 計 | 一 般 会 計 | 特 別 会 計 |
|-----------|------------|------------|------------|
| (増加の部) | 円 | 円 | 円 |
| 資 産 増 加 額 | 9,995,186 | 440,000 | 9,555,186 |
| 増 加 額 合 計 | 9,995,186 | 440,000 | 9,555,186 |
| (減少の部) | | | |
| 資 産 減 少 額 | 1,330,932 | 1,330,932 | 0 |
| 負 債 増 加 額 | 400,000 | 400,000 | 0 |
| 減 少 額 合 計 | 1,730,932 | 1,730,932 | 0 |
| 当期正味財産増加額 | 8,264,254 | △1,290,932 | 9,555,186 |
| 前期繰越正味財産額 | 28,264,012 | 19,284,544 | 8,979,468 |
| 期末正味財産合計額 | 36,528,266 | 17,993,612 | 18,534,654 |

| 名 称 | 講 師 | 年月日 | 場 所 |
|---------------|-------------------------|--------------|--------------|
| 1 第 1 回見学会 | | 62. 4. 17 | 東京電力袖ヶ浦火力発電所 |
| 2 第 1 回技術懇談会 | 竹矢一雄 (高効率ガスタービン技術研究組合) | 62. 4. 17 | 同上 |
| 3 特別講演会 | 伊藤源嗣 (日本航空機エンジン協会) 八田柱三 | 62. 4. 24 | 機械振興会館 |
| 4 第 15 回定期講演会 | 発表者 15 名 | 62. 6. 5 | 同上 |
| 5 第 2 回見学会 | | 62. 7. 14 | 小西六写真工業 |
| 6 第 2 回技術懇談会 | 飯島弘吉郎 (小西六写真工業) | " | 同上 |
| 7 シンポジウム | 勝又一郎 (石川島播磨重工業) 他 3 名 | 62. 11. 20 | 東京都立大学 |
| 8 第 3 回見学会 | | 62. 12. 11 | 川崎重工業船明石工場 |
| 9 第 3 回技術懇談会 | 飯口哲也 (川崎重工) | " | 同上 |
| 10 第 16 回セミナー | 須之部量寛 (東京理科大) 他 9 名 | 63. 1. 28/29 | 機械振興会館 |
| 11 第 4 回見学会 | | 63. 3. 11 | 中部電力四日市火力発電所 |
| 12 第 4 回技術懇談会 | 加藤隆 (中部電力) | " | 同上 |

5. 出版事業

5.1 会 誌

本期発行した会誌は、15 巻、57 号 (1987-6)、15 巻 58 号 (1987-9)、15 巻 59 号 (1987-12)、15 巻 60 号 (1988-3) で本文 484 頁である。

内容は下表のとおりである。(数字は頁数、括弧内は編数)

| | 技 術 論 文 | 講 義 | 論 説 | 資 料 | 随 筆 | 見 聞 記 | 研 究 所 報 | 新 備 製 品 紹 介 新 産 品 紹 介 | 報 告 | ニ ュ ー ス | 行 会 事 案 内 告 | 後 記 | そ の 他 |
|-----------|----------|--------|----------|---------|-------|---------|---------|-----------------------|----------|---------|-------------|-------|----------|
| 15 巻 57 号 | 16 (2) | 26 (2) | 45 (00) | 18 (3) | 2 (1) | 4.5 (1) | 2 (1) | 3.5 (1) | 7 (1) | 2 (1) | 2 (2) | 1 (2) | 1 (2) |
| 15 巻 58 号 | 8 (1) | | | 8.5 (2) | 2 (1) | 30 (1) | 2.5 (1) | 1.5 (1) | | 25 (1) | 8 (6) | 1 (2) | 4 (7) |
| 15 巻 59 号 | 14.5 (2) | | 111 (09) | 2 (1) | 2 (1) | 5 (2) | 2.5 (1) | | | | 4 (3) | 1 (2) | 2 (3) |
| 15 巻 60 号 | 9 (1) | | 80 (9) | 4 (2) | 2 (1) | 3.5 (1) | 1.5 (1) | | 22.5 (4) | 3 (2) | 4 (4) | 1 (2) | 11.5 (5) |

5.2 ASME Global Gas Turbine News.

ASME International Gas Turbine Institute より発行されている同誌を同部門の了解のもとに 3 回にわたり複写配布した。

3. 貸借対照表総括表

(昭和63年3月31日現在)

Table with 4 columns: 科目, 合計, 一般会計, 特別会計. Rows include 資産の部 (流動資産, 固定資産) and 負債の部 (流動負債, 固定負債).

4. 一般会計の部

4.1 収支計算書

(昭和62年4月1日から昭和63年3月31日)

Large table with 5 columns: 科目, 予算額, 決算額, 差異, 備考. Rows include (収入の部) like 基本財産運用収入 and (支出の部) like 出版事業費.

Table with 5 columns: 科目, 予算額, 決算額, 差異, 備考. Rows include 退職給付引当金繰入額 and 退職給付引当金繰入額.

4.2 正味財産増減計算書

(昭和62年4月1日から昭和63年3月31日)

Table with 4 columns: 科目, 金額 (円), 金額 (円), 金額 (円). Rows include 資産増加額 and 負債増加額.

4.3 貸借対照表

(昭和63年3月31日現在)

Table with 4 columns: 科目, 金額 (円), 金額 (円), 金額 (円). Rows include 資産の部 (流動資産, 固定資産) and 負債の部 (流動負債, 固定負債).

| 科 目 | 金 額 | | |
|---------------|-----|---|--------------|
| | 円 | 円 | 円 |
| 正味財産の部 | | | |
| 正 味 財 産 | | | 17,993,612 |
| (うち基本金) | | | (6,014,266) |
| (うち当期正味財産減少額) | | | (1,290,932) |
| 負債及び正味財産合計 | | | 23,191,186 |

4.4 会計方針

- 引当金の計上基準について
退職給与引当金……期末退職給与の要支給額に相当する金額を計上している。
- 資金の範囲について
資金の範囲には、現金預金、前受会費、預り金を含めることになっている。
なお、当期末残高は、2に記載するとおりである。

| 科 目 | 当期末残高 |
|-----------|------------|
| 現金・預金 | 6,624,920円 |
| 合 計 | 6,624,920 |
| 前受会費及び預り金 | 197,574 |
| 合 計 | 197,574 |
| 次期繰越収支差額 | 6,427,346円 |

- 前受会費及び預り金は下記の通りである。

| 科 目 | 金 額 | 預り金の種類 |
|---------|----------|-----------|
| 前 受 会 費 | 161,000円 | 63年度会費 |
| 雇用保険料 | 36,574 | 62年度雇用保険料 |
| 合 計 | 197,574 | |

5. 国際会議特別会計の部

5.1 収支計算書

(昭和62年4月1日から昭和63年3月31日)

| 科 目 | 予 算 額 | 決 算 額 | 差 異 | 備 考 |
|-----------------|--------------|--------------|---------------|-----|
| (収入の部) | 円 | 円 | 円 | |
| 雑 収 入 | 210,000 | 7,352,346 | △7,142,346 | |
| 普通預金受取利息 | (10,000) | (7,386) | (2,614) | |
| 定期預金受取利息 | (100,000) | (124,866) | (△24,866) | |
| 雑 収 入 | (100,000) | (7,220,094) | (△7,120,094) | |
| 特別賛助会費収入 | 8,000,000 | 9,600,000 | △1,600,000 | |
| 特別賛助会費収入 | (8,000,000) | (9,600,000) | (△1,600,000) | |
| 当期収入合計(A) | 8,210,000 | 16,952,346 | △8,742,346 | |
| 前期繰越収支差額 | 3,979,468 | 3,979,468 | 0 | |
| 収入合計(B) | 12,189,468 | 20,931,814 | △8,742,346 | |
| (支出の部) | | | | |
| 管 理 費 | 200,000 | 97,160 | 102,840 | |
| 雑 費 | (200,000) | (97,160) | (102,840) | |
| 予 備 費 | 1,000,000 | 0 | 1,000,000 | |
| 予 備 費 | (1,000,000) | (0) | (1,000,000) | |
| 支 出 金 | 7,300,000 | 7,300,000 | 0 | |
| 国際会議負担金 | (7,300,000) | (7,300,000) | (0) | |
| 当期支出合計(C) | 8,500,000 | 7,397,160 | 1,102,840 | |
| 当期収支差額(A)-(C) | △290,000 | 9,555,186 | △9,845,186 | |
| 次期繰越収支差額(B)-(C) | 3,689,468 | 13,534,654 | △9,845,186 | |

5.2 正味財産増減計算書

(昭和62年4月1日から昭和63年3月31日)

| 科 目 | 金 額 | | |
|-----------|-----------|--|------------|
| (増加の部) | 円 | | 円 |
| 資産増加額 | | | |
| 当期収支差額 | 9,555,186 | | |
| 増加額合計 | | | 9,555,186 |
| 当期正味財産増加額 | | | 9,555,186 |
| 前期繰越正味財産額 | | | 8,979,468 |
| 期末正味財産合計額 | | | 18,534,654 |

5.3 貸借対照表

(昭和63年3月31日現在)

| 科 目 | 金 額 | | |
|---------------|------------|------------|--------------|
| 資産の部 | 円 | 円 | 円 |
| 流動資産 | | | |
| 現金預金 | 13,534,654 | | |
| 流動資産合計 | | 13,534,654 | |
| 固定資産 | | | |
| その他の固定資産 | | | |
| 国際交流基金積立預金 | 5,000,000 | | |
| その他の固定資産合計 | 5,000,000 | | |
| 固定資産合計 | | 5,000,000 | |
| 資産合計 | | | 18,534,654 |
| 正味財産の部 | | | |
| 正 味 財 産 | | | 18,534,654 |
| (うち当期正味財産増加額) | | | (9,555,186) |
| 負債及び正味財産合計 | | | 18,534,654 |

6. 財産目録

(昭和63年3月31日現在)

(資産の部)

1. 銀行預金

- 貸付信託 三井信託銀行新宿西口支店(注1) 16,000,000円
- 定期預金 三井信託銀行新宿西口支店(注2) 14,266円
- 普通預金 三井信託銀行新宿西口支店(注3) 0円

第一勧業銀行西新宿支店(注3) 259,250円

第一勧業銀行西新宿支店(注4) 7,451,811円

三菱銀行新宿西口支店(注4) 2,306,526円

2. 中期国債ファンド

野村証券(注3) 11,361,170円

野村証券(注4) 3,776,317円

3. 振替貯金

(注3) 4,500円

4. 権利金

(注5) 552,000円

計 41,725,840円

(負債の部)

1. 預り金

197,574円

2. 退職給与引当金

5,000,000円

計 5,197,574円

差引正味財産

36,528,266円

- (注1) 基本財産たる資産 (600万)
国際交流基金たる資産 (500万円)
表彰事業基金たる資産 (500万円)
(注2) 基本財産たる資産
(注3) 一般会計運用財産たる資産
退職給与引当金たる資産 (500万円)
(注4) 特別会計資産
(注5) 第3工新ビル4F 402号室敷金

監査の結果、ここに報告された決算報告書は、適正に表示していることを認める。

監事 窪田 雅男
三輪 光砂



細則改正(案)

著作権の学会帰属に関し、細則に下記の条項を新たに加える。

Table with 2 columns: 現行 (Current) and 改正案 (Proposed Amendment). It details changes to Article 16 regarding copyright and publication rights.

第13期(昭和63年度)役員および評議員

(敬称略, 五十音順)

理事

- 会長 松木正勝
副会長 田中英穂
総務 有賀一郎(主担当), 久保田道雄, 酒井俊道, 丹羽高尚, 山崎慎一
企画 秋葉雅史(主担当), 井上雅弘, 大橋秀雄, 野田廣太郎, 野村雅宣, 星野昭史
編集 高田浩之(主担当), 青木千明, 荒木達雄, 今井 鉄, 大山耕一, 梶 昭次郎, 白戸 健
監事 塩入淳平, 谷村輝治
評議員 荒木 巍, 安藤常世, 伊藤高根, 伊藤源嗣, 飯島 孝, 飯田庸太郎, 生井武文, 池田 隆, 石沢和彦, 一井博夫, 一色尚次, 稲葉興作, 宇多小路 豊, 大島亮一郎, 大田英輔, 大槻幸雄, 奥原 巖, 表 義則, 加藤正敏, 甲藤好郎, 川上英彦, 河田 修, 倉田公雄, 小島秀夫, 小竹 進, 神津正男, 佐藤 豪, 佐藤友彦, 坂田 勝, 沢田照夫, 大宮司久明, 高原北雄, 竹矢一雄, 谷田好通, 谷村篤秀, 辻 高弘, 辻村玄隆, 手島清美, 鳥崎忠雄, 中台宏太, 永井康男, 永野三郎, 難波昌伸, 能勢弘幸, 葉山真治, 浜田義次, 浜中全美, 平田賢, 平山直道, 藤江邦男, 藤川泰雄, 古浜庄一, 堀内正司, 本間友博, 松末勝利, 三輪光砂, 水谷幸夫, 蓑田光弘, 宮地敏雄, 村島完治, 村田 暹, 森 義孝, 森下輝夫, 矢野巍, 吉識晴夫, 和田正倫

第13期(昭和63年度)事業計画書

1. 概要

前年度に引き続き、研究発表会、学術講演会、技術懇談会、見学会、シンポジウム、セミナーなどを開催すると共に学会誌の定期的刊行並びに上記諸事業に関連した資料を刊行する。さらに前年度休止した特別講座および秋季講演会を企画する。また、わが国におけるガスタービン及び過給機の生産統計の作成、並びにガスタービン及び過給機に関する特定課題の調査、研究を行う。上記の他に次の国際ガスタービン会議を開催するための検討を始める。

2. 調査・研究事業

- (1) 昭和63年次におけるわが国のガスタービン及び過給機の生産に関する統計資料を蒐集、集計し、その結果を学会誌に掲載発表する。
(2) 調査・研究に関しては、ガスタービン及び過給機に関する諸問題について関連資料の蒐集及び整理を行う。

3. 出版事業

- (1) 定期刊行物
学会誌 : 年4回刊行する。
ASME GLOBAL GAS TURBINE NEWS : 米国機械学会 International Gas Turbine Institute 発行の標記 NEWS を配布する。
(2) 不定期刊行物
講演論文集 : 講演会における講演論文集を刊行する
セミナー資料集 : ガスタービンセミナーにおける資料集を刊行する。

- GTSJ ニュースレター : 会員の間の情報交換を目的に、ニュースレター(仮)の発行を計画し、実施する。
Bulletin of GTSJ : 学会の活動状況を海外に紹介するための Bulletin を刊行する。
会員名簿 : 昭和64年3月発行を目標に、昭和64年版会員名簿を作成する。

4. 集会事業

以下の集会を行う。

Table with 3 columns: Item, (予定回数) (Planned Number of Sessions), (予定開催年月) (Planned Month/Year). Lists various conferences and seminars.

5. 国際ガスタービン会議開催検討

次期国際ガスタービン会議開催時期及び場所について委員会を設け、検討を始める。

6. 委員会活動

以下の委員会を設け、各事業の実施にあたる。

- (1) 総務委員会(常置) (7) 地方委員会(常置)
(2) 編集委員会(常置) (8) 組織検討委員会(臨時)
(3) 企画委員会(常置) (9) 調査研究委員会(臨時)
(4) ガスタービン統計作成委員会(常置) (10) 学会賞審査委員会(臨時)
(5) 定期講演会委員会(常置) (11) 秋季講演会委員会(臨時)
(6) ガスタービン技術情報センター運営委員会(常置) (12) 次期国際ガスタービン会議検討委員会(臨時)

第13期(昭和63年度)予算書

1. 予算書総括表

自 昭和63年4月1日
至 昭和64年3月31日

1.1 収入の部

Table with 4 columns: 勘定科目 (Account Item), 合計 (Total), 一般会計 (General Accounting), 国際会議特別会計 (International Conference Special Accounting). Shows financial breakdown of income.

1.2 支出の部

Table with 4 columns: 勘定科目, 合計, 一般会計, 国際会議特別会計. Rows include 管理費, 出版事業費, 集會事業費, etc.

2. 一般会計

2.1 収入の部

(自 昭和63年4月1日 至 昭和64年3月31日)

Table with 7 columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. Rows include 基本財産運用収入, 入会金収入, 会費収入, etc.

2.2 支出の部

Table with 7 columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. Rows include 出版事業費, 集會事業費, 印刷製本費, etc.

Table with 7 columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. Rows include 通信運搬費, 印刷製本費, 貸借料, 諸謝金, etc.

3. 国際会議特別会計

3.1 収入の部

(自 昭和63年4月1日 至 昭和64年3月31日)

| 大科目 | 中科目 | 小科目 | 予算額 | 前年度予算額 | 増減 | 備考 |
|-----------|----------|--------|------------|------------|------------|----|
| 雑収入 | 受取利息 | 普通預金利息 | 360,000円 | 210,000円 | 150,000円 | |
| | | 定期預金利息 | 260,000 | 110,000 | 150,000 | |
| | | 雑収入 | 10,000 | 10,000 | 0 | |
| | | 雑収入 | 250,000 | 100,000 | 150,000 | |
| | | 雑収入 | 100,000 | 100,000 | 0 | |
| | | 雑収入 | 100,000 | 100,000 | 0 | |
| 特別賛助会費収入 | 特別賛助会費収入 | | 0 | 8,000,000 | △8,000,000 | |
| | | | 0 | 8,000,000 | △8,000,000 | |
| | | | 0 | 8,000,000 | △8,000,000 | |
| 当期収入合計(A) | | | 360,000 | 8,210,000 | △7,850,000 | |
| 前期繰越収支差額 | | | 13,534,654 | 3,979,468 | 9,555,186 | |
| 収入合計(B) | | | 13,894,654 | 12,189,468 | 1,705,186 | |

3.2 支出の部

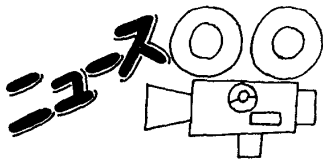
| 大科目 | 中科目 | 小科目 | 予算額 | 前年度予算額 | 増減 | 備考 |
|---------------|------------|-----|------------|-----------|------------|----|
| 管理費 | 会議費 | 会議費 | 800,000円 | 200,000円 | 400,000円 | |
| | | | 200,000 | 0 | 200,000 | |
| | | | 200,000 | 0 | 200,000 | |
| | | | 100,000 | 0 | 100,000 | |
| | | | 100,000 | 0 | 100,000 | |
| | | | 100,000 | 0 | 100,000 | |
| | | | 200,000 | 200,000 | 0 | |
| | | | 200,000 | 200,000 | 0 | |
| 予備費 | 予備費 | | 200,000 | 1,000,000 | △800,000 | |
| | | | 200,000 | 1,000,000 | △800,000 | |
| | | | 200,000 | 1,000,000 | △800,000 | |
| 繰入金支出 | 繰入金支出 | | 2,000,000 | 7,300,000 | △5,300,000 | |
| | | | 2,000,000 | 7,300,000 | △5,300,000 | |
| | | | 0 | 0 | 0 | |
| | | | 2,000,000 | 0 | 2,000,000 | |
| 特定預金支出 | 国際交流基金積立預金 | | 2,000,000 | 0 | 2,000,000 | |
| | | | 2,000,000 | 0 | 2,000,000 | |
| | | | 2,000,000 | 0 | 2,000,000 | |
| 当期支出合計(C) | | | 4,800,000 | 8,500,000 | △3,700,000 | |
| 当期収支差額(A-C) | | | △4,440,000 | △290,000 | △4,150,000 | |
| 次期繰越収支差額(B-C) | | | 9,094,654 | 3,689,468 | 5,405,186 | |

第13期(昭和63年度)監事・評議員選挙結果

先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

(五十音順・敬称略)

| 。監事 | | | 番号 | 氏名 | 勤務先 | 番号 | 氏名 | 勤務先 |
|------|-----------|-------------|----|-----------|-----------------|-----------|-----------|-----------------|
| 番号 | 氏名 | 勤務先 | 28 | 梶 昭次郎 | 東京大学 | 62 | 浜田 義次 | ヤンマーディーゼル |
| 1 | 塩入 淳平 | 法政大学 | 29 | 甲 藤 好 郎 | 日本大学 | 63 | 浜中 全 美 | 石川島播磨重工業 |
| 2 | 谷村 輝治 | 川崎重工業 | 30 | 川上 英彦 | 東芝エンジニアリング | 64 | 平田 賢 大 | 京大工学 |
| 。評議員 | | | 31 | 河田 修 | 元富士電機 | 65 | 平山直道 | 千葉工業大学 |
| 番号 | 氏名 | 勤務先 | 32 | 久保田 道雄 | 日立製作所 | 66 | 藤江 邦 男 | 新明和工業 |
| 1 | 青木 千 明 | 石川島播磨重工業 | 33 | 倉 田 公 雄 | 石川島播磨重工業 | 67 | 藤川 泰 雄 | 日産自動車 |
| 2 | 秋葉 雅 史 | 横浜国立大学 | 34 | 小 鳥 秀 夫 | 日立製作所 | 68 | 古 浜 庄 一 | 武蔵工業大学 |
| 3 | 荒木 謙 一 | 石川島播磨重工業 | 35 | 小 竹 進 大 | 東京大学 | 69 | 星野 昭 史 | 川崎重工業 |
| 4 | 荒木 達 雄 | 東 芝 | 36 | 神 津 正 男 | 防衛庁技術研究本部 | 70 | 堀 内 止 司 | 航空宇宙技術研究所 |
| 5 | 有 賀 一 郎 | 慶応義塾大学 | 37 | 佐 藤 豪 一 | 金沢工業大学 | 71 | 本 間 友 博 | 東 芝 |
| 6 | 安 藤 常 世 | 慶応義塾大学 | 38 | 佐 藤 友 彦 | 三菱重工業 | 72 | 松 木 正 勝 | 日本工業大学 |
| 7 | 伊 藤 高 根 | 日 産 自 動 車 | 39 | 酒 井 俊 道 | 東京理科大学 | 73 | 松 木 勝 利 | 航空宇宙技術研究所 |
| 8 | 伊 藤 源 嗣 | 日本航空機エンジン協会 | 40 | 坂 田 勝 一 | 東京工業大学 | 74 | 三 輪 光 砂 | 日立造船 |
| 9 | 井 上 雅 弘 | 九州大学 | 41 | 沢 田 照 夫 | 岡山理科大学 | 75 | 水 谷 幸 夫 | 日 阪 大 学 |
| 10 | 飯 島 孝 一 | 石川島防音工業 | 42 | 田 中 英 穂 | 東 海 大 学 | 76 | 巖 田 光 弘 | 航空宇宙技術研究所 |
| 11 | 飯 田 庸 太 郎 | 三菱重工業 | 43 | 大 宮 司 久 明 | 東 北 大 学 | 77 | 宮 地 敏 雄 | 航空宇宙技術研究所 |
| 12 | 生 井 武 文 | 東 亜 大 学 | 44 | 高 田 浩 之 | 東 京 大 学 | 78 | 村 島 完 治 | 石川島播磨重工業 |
| 13 | 池 田 隆 一 | 東 芝 | 45 | 高 原 北 雄 | 航空宇宙研究所 | 79 | 村 田 暹 豊 | 田 工 業 大 学 |
| 14 | 石 沢 和 彦 | 石川島播磨重工業 | 46 | 竹 矢 一 雄 | 高効率ガスタービン技術研究組合 | 80 | 森 義 孝 三 | 三菱重工業 |
| 15 | 一 井 博 夫 | 東 芝 | 47 | 谷 田 好 通 | 東京大学 | 81 | 森 下 輝 夫 | 船舶技術研究所 |
| 16 | 一 色 尚 次 | 日本大学 | 48 | 谷 村 篤 秀 | 川崎重工業 | 82 | 矢 野 謙 一 | 三菱重工業 |
| 17 | 稲 葉 興 作 | 石川島播磨重工業 | 49 | 辻 高 弘 | 高効率ガスタービン技術研究組合 | 83 | 山 崎 慎 一 | 日 産 自 動 車 |
| 18 | 今 井 鉄 一 | 日立製作所 | 50 | 辻 村 玄 隆 | 三菱重工業 | 84 | 吉 識 晴 夫 | 東京大学 |
| 19 | 宇 多 小 路 豊 | 住友精密工業 | 51 | 手 島 清 美 | 三 井 造 船 | 85 | 和 田 正 倫 | 日立製作所 |
| 20 | 大 島 亮 一 郎 | 日立製作所 | 52 | 鳥 崎 忠 雄 | 日本大学 | 次点者 | | |
| 21 | 大 田 英 輔 | 早稲田大学 | 53 | 中 台 宏 太 | 東 芝 | 1 | 佐 野 恵 保 | 高効率ガスタービン技術研究組合 |
| 22 | 大 槻 幸 雄 | 川崎重工業 | 54 | 永 井 康 男 | 三菱重工業 | 2 | 大 塚 新 太 郎 | 福井工業大学 |
| 23 | 大 橋 秀 雄 | 東京大学 | 55 | 永 野 三 郎 | 東京大学 | 3 | 高 木 圭 二 | 三 井 造 船 |
| 24 | 大 山 耕 一 | 航空宇宙技術研究所 | 56 | 難 波 昌 伸 | 九州大学 | 投票総数 692票 | | |
| 25 | 奥 原 誠 一 | 東 芝 | 57 | 丹 羽 高 尚 | 三菱重工業 | 評議員 687 | | |
| 26 | 表 義 則 | 三 井 造 船 | 58 | 能 瀬 弘 幸 | 航空宇宙技術研究所 | 監事 667 | | |
| 27 | 加 藤 正 敏 | 日立製作所 | 59 | 野 田 廣 太 郎 | 明 電 舎 | 無効票 5 | | |
| | | | 60 | 野 村 雅 宣 | 船舶技術研究所 | 白 票 0 | | |
| | | | 61 | 葉 山 真 治 | 東京大学 | | | |



中部電力四日市火力発電所 見学会を終えて

株東芝 秋葉 雅史

昭和62年度の第4回見学会と技術懇談会が3月11日(金)の午後、会員50名の参加を得て、予定通り盛会に行なわれた。近鉄四日市駅前から同所で準備して頂いた2台の送迎バスにより、約15分で中部電力四日市火力発電所に到着した。

まず本発電所サービスビル1階ホールにおいて、加藤所長の歓迎の挨拶と概要説明の後、加藤副所長からコンバインドサイクルプラント建設の経緯について説明を受けた。

本発電所は伊勢湾岸を埋め立てた第1～第3コンビナート内にあり、昭和38年営業運転を開始した220MW×3セットの1～3号系列汽力発電設備に隣接して4号系列発電設備とし計画された。23.2万m²の敷地と既設取水容量から112MW/5

軸=560MWのコンバインドサイクルプラントが選ばれ、昭和59年1月着工から本年7月全軸営業運転に向けて、現在試運転中である。

国内では東北電力東新潟火力発電所や東京電力富津火力発電所が大型コンバインドプラントとして既に稼動を始めているが、本発電所は60Hz機としては初めての大型プラントであり、使用燃料もLNGだけでなく5軸中2軸はLPGも使用できる構成となっている。そのためLPG気化設備を所内に備えている。(図1 発電所構内配置図参照)

他のコンバインドサイクルプラント同様、高効率でかつ中間負荷運用としての要求等から一軸形排熱回収方式が採用され、限られたスペースを最

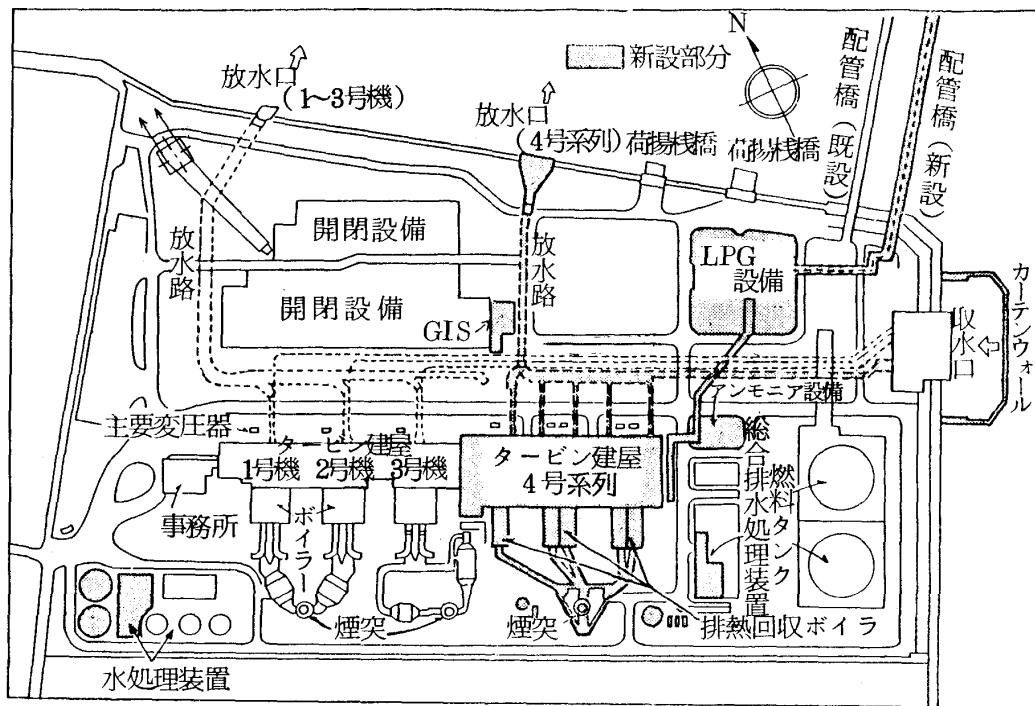


図1 四日市火力発電所構内配置図

(昭和63年3月31日原稿受付)

大限に活用するため、長さ148.5m×巾52.1m×高さ30mの発電所本館は2層構造となっている。地上8.2m高さの2階面はガスタービン等の回転主機が、5軸並列に配置されるとともに、既設3号系列との境に4号中央制御室が据えられる一方、復水器や油タンク、ポンプやファン等の補機ならびに排熱回収ボイラーへのガスタービン排気ダクトを1階面におろし、2階面でのメンテナンスエリアを確保するという機器配置がとられている。

発電所の状況は、2月26日より営業運転に入った1号機をはじめ、2～4号機が着火試運転中で、5号機も着火前のクランキング状態という試運転調整のピークであった。1号機の性能は設計熱効率42.56%（HHV基準）に対して43.1%強の結果が得られ、所内率も2%弱との発表がなされた。

概要説明の後、3班に分かれて約30分間、所内の見学会が行われた。見学はまず屋外の変圧器側より1階面に入り補機類を見た後、2階の主機廻りと中央制御室、さらにエレベータを使って排熱回収ボイラー頂部付近まで上りプラント全景を望むという順路で行われた。まず1階面では軸別に色分けされた補機が整然と配置されており、とすれば同一機器が何台も存在する多軸のコンバインドサイクルプラントにおいて、操作や点検保守で生じがちなミスを未然に防ぐ配慮に感心した。2階面は約94dBAとやや高い騒音レベルにあるものの建屋壁には、吸音材が貼り付けられ、天井の換気孔にも消音器が設置されているため、一度屋外へ出ると運転音はほとんど聞こえない。中央制御室では制御盤面中央に301MWの合計出力が表示されていた。中央に統括制御盤が配置され、ここの5台のコンソールにより各軸の監視と運転が様々なCRT画面にあわせて行われる。

次に地上約30mの高さから排熱回収ボイラーや発電所とその周辺全景を望んだ。当日は久方振りの穏やかな日和に恵まれ、次の見学先である四日市LNG基地や伊勢湾の眺望を一時楽しんだ。

発電所見学の後すぐにマイクロバスで本発電所

と運河をはさんで対岸にある四日市LNG基地を訪れた。まず岩間所長より歓迎の言葉を受けた後設備建設の目的・経緯の説明がなされた。本LNG基地は、既設1～3号系列も含めた四日市火力発電所および現在建設中の川越火力発電所の両プラント用の燃料供給基地として、昭和57年着工されインドネシアから輸入されるLNGの貯蔵・気化設備は現在ほぼ完成している。今後7000kWの冷熱利用発電設備と川越火力発電所への海底ガス導管が追設される予定である。

次に村瀬総務課副長より防災設備の概要説明を受けた後、見学に移った。まず管理センター屋上より、基地全景を望みながら、保安設備や多様な消火設備の説明がなされた。特にLNG貯蔵タンク周辺は流出防止の防液堤と高発泡設備、さらに散水装置と幾重にも防災・消火設備およびその配管が重なる様子は、逆に8万m³×4基に貯蔵されているエネルギー量に改めて驚かされた。ちなみにこの貯蔵LNGは前述の両発電所17日分の容量との事である。

続いて中央操作室では総合防災盤を見学した。自動監視モニターや多数のガス漏れ検出器や低温検出器等の設置により、現在5名だけでこの基地全体の運転・監視を行なっているとの事であった。

見学後、管理センター会議室へ戻り、技術懇談会に移った。この時、四日市火力発電所から加藤副所長と三田機械課長にもおいで頂いた。約30分間の質疑は、プラントの運用や保守・点検・管理あるいは燃料の使い分けや環境対策等多くのテーマに及び、出席者の関心の高さがうかがわれた。一軸形コンバインドサイクルプラントの起動手順や低NO_x排出用蒸気噴射の制御方式等について、詳細な回答を頂きこの懇談会は定刻の16時30分一杯まで続けられた。

最後に、今回の見学会開催に御協力頂いた加藤所長や岩間所長をはじめ多くの方々の御好意に対し学会を代表し筆者より感謝の言葉を述べ、無事見学会を終了した。

（企画担当理事）

1. まえがき

夏季のクーラの使用が年々増加するにつれて、昼間と深夜の電力需要には著しい差が見られるに至った。図1は或る電力会社の1984年に最大電力使用を記録した一週間の変動を示している。図2は最大電力使用量を記録した当日の様様である。この変動を平均化できれば、発電設備を2/3程度にまで減らすことができる。この状態を改善するために、新規の発電設備として、起動、停止の速いガス・蒸気複合サイクル発電所が急ピッチで全国的に建設されている。しかしクーラの普及はまだ飽和点に達しておらず、しかも原子力発電のような出力調整の困難な発電設備の増加と合わせて、電力の需要と供給のアンバランスは当分継続するものと考えられる。

この現状を改善する他の方法として、深夜電力を貯蔵し、翌日使用できる大電力貯蔵装置が考

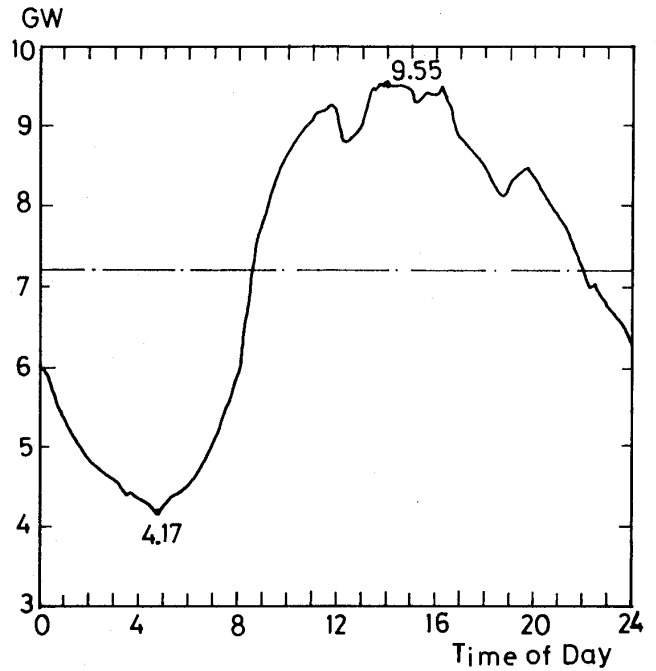


図2 電力使用量の一日の変動例

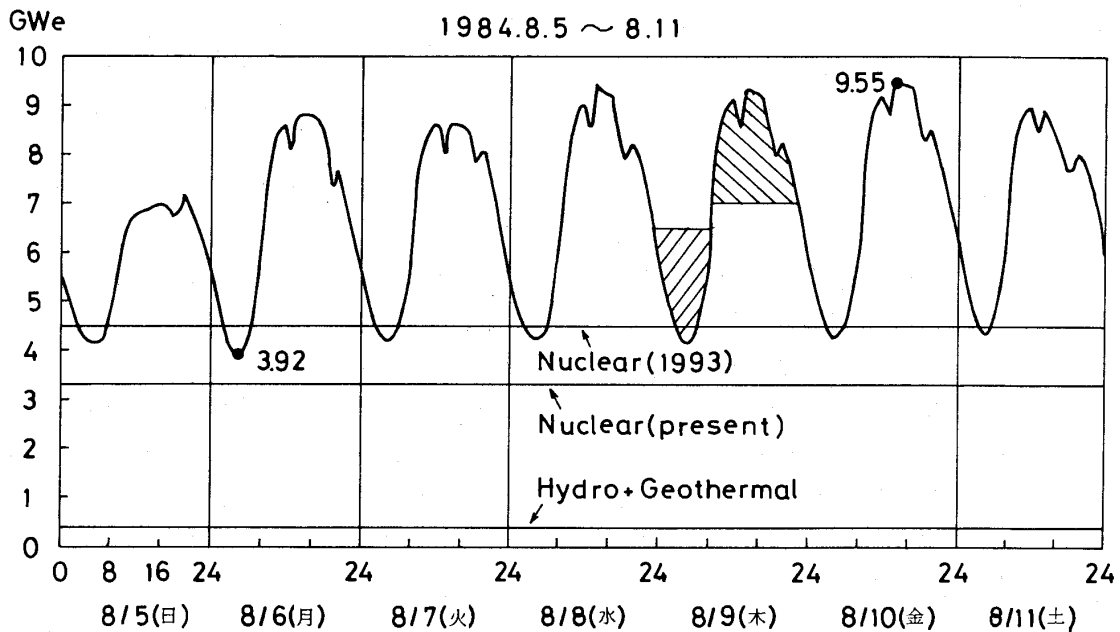


図1 電力使用量の一週間の変動例

(昭和62年11月24日原稿受付)

られる。これには揚水発電があるが、立地条件の制約によって、開発がますます困難になっている上に、建設費の割には利用率が低い欠点を持っている。

そこで最近注目されているのが、圧縮空気貯蔵ガスタービン発電によるピークまたはミドル発電（昼間の6～8時間発電するシステムをこのように呼ぶことがある）である。深夜電力で圧縮空気を貯蔵し、発電時には燃量を供給してガスタービンを駆動するのでその分だけ発電量が増し、しかも圧縮機を駆動する必要がないので、通常ガスタービンの1.5～2.5倍の出力が得られる。それゆえピークまたはミドル発電として非常に魅力あるシステムである。技術的な問題としては、貯気槽をどれ程安価に建造できるかと云う点にある。

西ドイツでは実用プラントが1978年に建設され、その後順調に稼働している⁽¹⁾⁽²⁾。これは深夜電力を8時間にわたって圧縮空気に変換して地下の空洞に貯蔵し、昼間のピーク時に2時間の発電を行う290MWのピーク発電装置である。2個の空洞は地下の岩塩層中に建造されたものである。

同様の考え方による計画がアメリカでも進んで

いる⁽¹⁾。このほかにも地下の滞水層に貯蔵する方法や、岩盤に掘削した空洞に貯蔵する方法が検討されている⁽³⁾⁻⁽⁶⁾。前者にはアメリカとイタリアでモデルプラントによる実証試験が進んでいる⁽⁷⁾。後者の方法は最近わが国でも検討されている。

筆者はわが国の地理的条件から、圧縮空気を海底に貯蔵する方法を提案している⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

岩塩層のないわが国では、地下に巨大な空洞を建造するのは困難であるが、中、小規模、分散的な設備を目標にすれば、海底貯蔵や、海洋都市と組合せたプラント、滞水層の利用、炭坑や鉱山の廃坑、トンネルの再利用なども考えることができ、今後の開発の可能性が大きいと考えられる。

2. 従来の開発研究

西ドイツHuntorfに1978年に建設された圧縮空気によるエネルギー貯蔵装置（Compressed Air Energy Storage ; CAES）は10年近い運転実績を持ち、順調に稼働している。出力は290MWである⁽¹⁾。これに比してひとまわり小さい出力のアメリカMSS（Middle South Service, INC.）の計画は、毎夜8時間の空気圧縮と、土、日曜の余剰電力を蓄え、ウィークデーに8時間の220MW発電

表1 HuntorfとMSSプラントの仕様比較

| | Huntorf(W.Germany) | MSS(U.S.A.) |
|---------------------------|------------------------|--------------------------|
| Cycle | Daily | Weekly |
| Output | 290 MW/2 hrs | 220 MW/40 hrs/week |
| Loading | 58 MW/8 hrs | 110 MW/56 hrs/week |
| Rotational speed | 3,000 rpm | 3,600 rpm |
| Air throughput | 416 kg/s | 300 kg/s |
| Turbine inlet conditions; | | |
| HP turbine | 46 bar/558 °C | 46 bar/550 °C |
| LP turbine | 11 bar/825 °C | 11 bar/890 °C |
| Specific heat rate | 1,400 Kcal/KWH | 1,000 Kcal/KWH |
| Fuel | NG | Oil |
| Compressor; | | |
| LP | Axial | 6-axial, 3-radial |
| Air throughput | 100-108 kg/s | 200 kg/s |
| HP | 6-radial | 6-radial |
| Rotational speed | 7,626 rpm | 7,400 rpm |
| Inter cooler | 3 | 5 |
| After cooler | 1 | 1 |
| Recuperator | - | Efficiency 0.81 |
| Cavern; | | |
| Number | 2 | 2 |
| Total Volume | 320,000 m ³ | 1,600,000 m ³ |
| Pressure | 66-46 bar | 69-42 bar |
| Conversion efficiency | 0.65 | 0.83 |

を行う週サイクルによるミドル発電計画である⁽¹⁾。
 岩塩層内に空洞を掘るのは比較的容易であるの
 で、大容量の貯気槽を建造することができ、この
 計画は経済的に有利である。この2例の仕様を表
 1に示している。MSSではガスタービン発電シ
 ステムに熱交換器を用いる計画であるので、変換
 効率が高く、Huntorfプラントの $\eta_c = 0.408$ に比
 して、 $\eta_c = 0.525$ と12%も高い値となっている。
 変換効率には種々の表現があるが、ここでは
 次式によるものを用いている。

$$\eta_c = E_o / (E_i + E_f)$$

ここに E_o は電気出力、 E_i は電気入力、 E_f は燃料
 のエクセルギである。

両プラントの設計仕様はほぼ同じで、高压ター
 ビンは蒸気タービンを転用しているため、入口温
 度は低く、550℃前後の値である。また低压ター
 ビンも従来のものの転用で、入口温度は800~900
 ℃と低い。これらは最近わが国で開発された発電

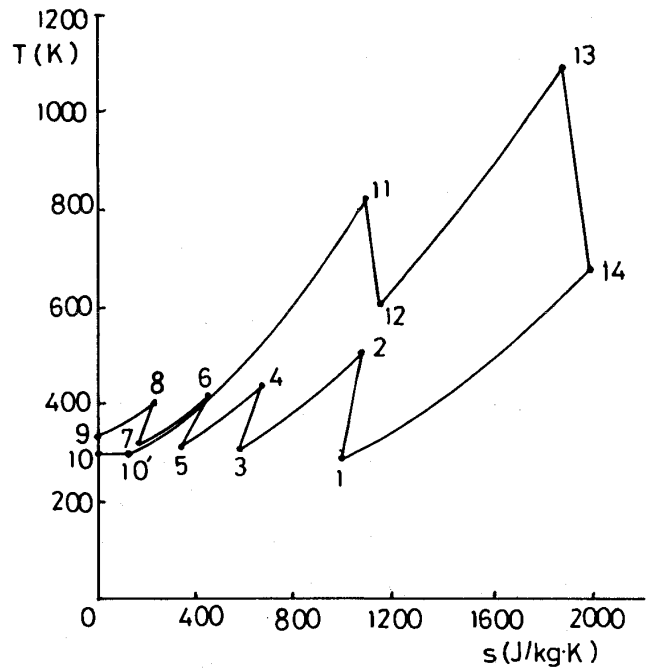


図3 HuntorfプラントのT-s線図

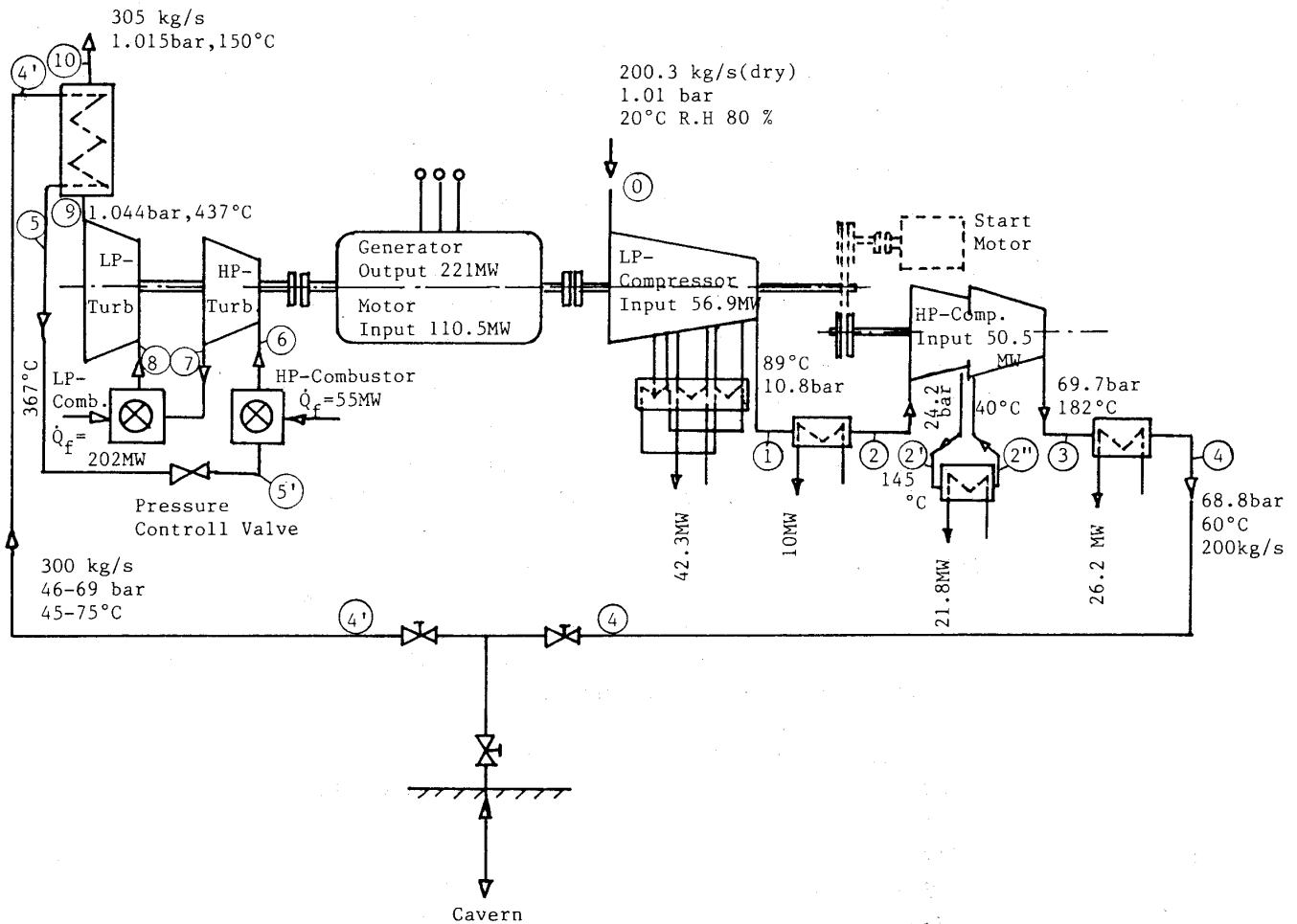


図4 MSSプラントの構成

用タービンに比してかなり低い値であるので、タービン部分を新たに設計製作できるとすれば、変換効率の大幅な改善が期待できる。

発表されているデータをもとに、Huntorf プラントの T-s 線図を描くと、図 3 のようになる。4 段の圧縮と 4 個の冷却器によって、最終的に入口温度に近い点 9 が得られる。点 9-10 は貯気槽での冷却であり、10-10' は絞り弁によるエントロピー増加である。貯気槽内の圧力は 6.6 MPa から 4.6 MPa (66-46 bar) に変化するが高圧燃焼器入口圧力を 4.6 MPa (一定) とするよう絞り弁を用いている。

一方 MSS プラントは図 4 に示す構造のもので、エクセルギ・フローを図 5 に示している。図中のアンダーラインを付した数字は推定値で、与えられた値と比較してほぼ正確に推定されていることが分る。この計算から得られた T-s 線図を図 6 に示している。

このサイクルで高圧タービン段を新たに設計製作したとして、その入口温度を低圧タービン段と同じ 890 °C とすると、変換効率は $\eta_c = 0.546$ となり、約 2.1% の改善となる。また高低両タービンの入口温度を 1100 °C と与えると、 $\eta_c = 0.598$ となり、約 7.3% の効率上昇が期待できることにな

る。

CAES の性能を評価するために、一般的な揚水発電と MSS システムの性能を比較する。石炭火力発電所を想定し、加える燃料の発熱量および CAES の場合はさらに燃料を追加するのでその合計と、揚水または CAES 出力の比較を総合効率 η_T

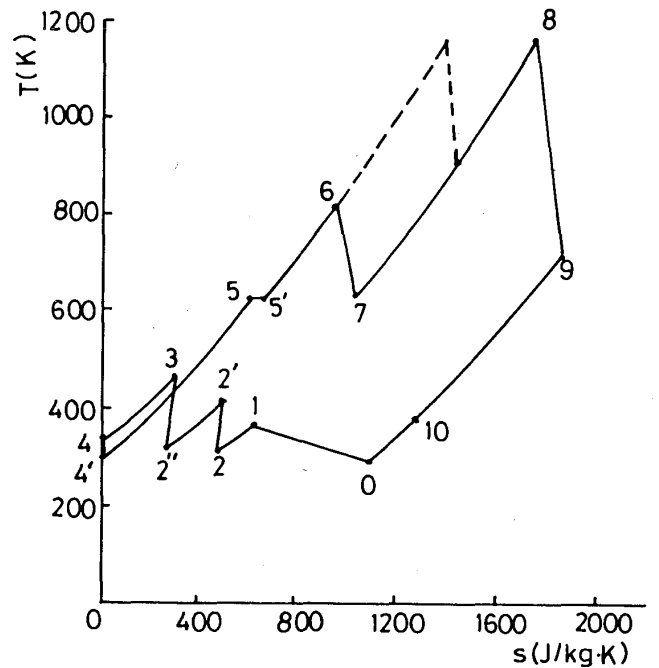


図 6 MSS プラントの T-s 線図

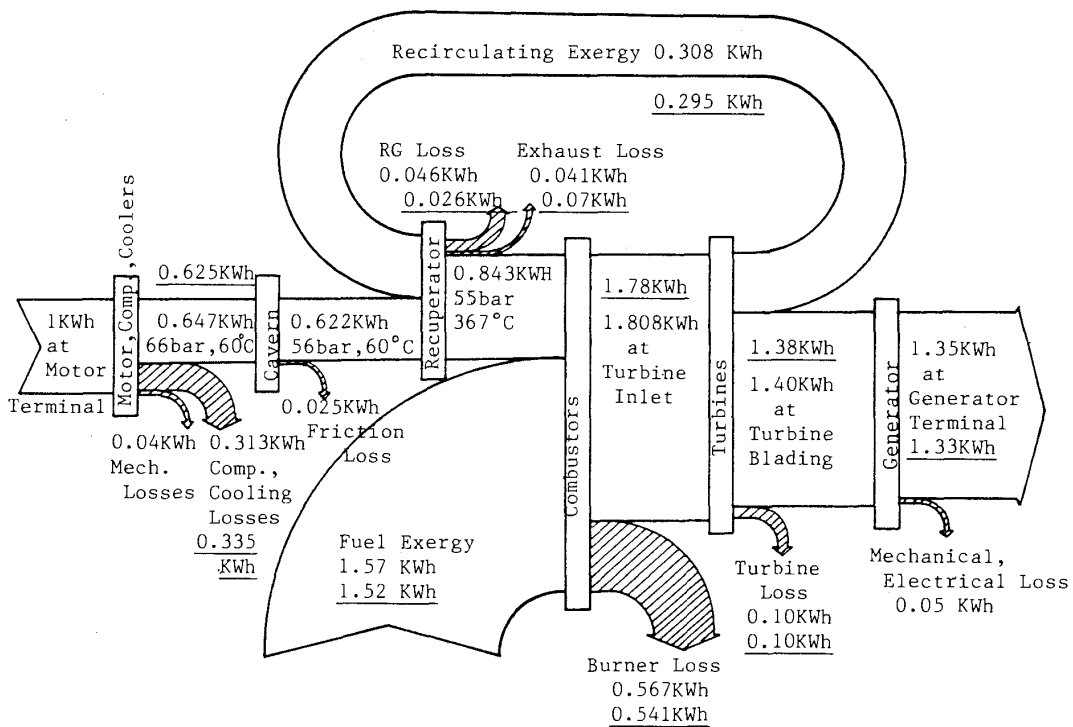


図 5 MSS プラントのエクセルギ・フロー

と与えると、図7に示すように、揚水で $\eta_T = 0.246$ に対してCAESの場合には $\eta_T = 0.30$ となり5.4%増加する。

3. 圧縮空気貯蔵

3.1 地下滞水層への貯蔵 上例のように岩塩層内の空洞への貯蔵は比較的容易であるが、地下滞水層の利用も地質的条件が整えば簡単である。これは地下の滞水層の空隙を利用するもので、圧縮空気の往復する縦穴だけを準備すればよいので、経済的に有利なものである。しかし地下の適当な深さの位置にキャップロックを持った滞水層が必要であり、地質的な立地条件に制約される。

アメリカのイリノイ州Pittsfieldでは、この方法によるモデルプラントが建設され、実証試験が行われた。地下200mに滞水層があり、この中に圧縮空気を吹き込み、それを発電時に回収する。

この方法は滞水層の地質によって利用の可能性が大きく左右される。その主なものは、滞水が真水か塩水か、岩石の空隙率 (Porosity)、浸透性 (Permeability) であろう。通常空隙率は10%以上、浸透性は300md (ミリダルシー) 以上が必要であると考えられている⁽¹⁰⁾。上例のPittsfieldではこの条件を満たしている。また実験から圧縮空気を取り出すとき、シャンペン効果と呼ばれる気泡の状態の上昇してくる現象が問題となっている。

わが国では地下滞水層を持つ地域としては、まず現在水溶性天然ガスを採取している地域が考えられる。これには宮崎、千葉および新潟がある。これらの地域には地下1000m付近に天然ガスを含む太古の海水が埋蔵されており、ガスおよび鉍

物資源の利用が進んでいる。この地層は貯気槽として利用できるものと考えられる。しかし地層の構造がPittsfieldとかなり異なり、例えば宮崎の場合、空隙率は20-40%と大きいですが、深さが深いので浸透性が100md以下と小さい点が問題となるであろう。

地下滞水層にはこのほかにも地熱地帯や温泉地域の利用なども考えられるので、今後の研究が望まれる。

3.2 岩盤内への貯蔵 岩盤内への貯蔵に関する研究はアメリカでも行われている⁽⁶⁾。トンネル掘削技術の進んだわが国には、この方法に対して有利な条件が備わっている。しかしこの方法は建造費が高くつくので、世界的に未だ試みられていないが、今後検討する必要があるだろう。

最近多くの炭坑や鉍山が閉山している。このうち地理的条件に恵まれた場所では、坑道の再利用を考えることができる。この場合水圧による圧力補償型の貯気槽とすることも出来るであろう。CAESとしては、貯気槽の建造に大きな費用が掛らない場合には、中・小規模、分散的な設備でも経済性が劣らないと考えられるので、再利用の研

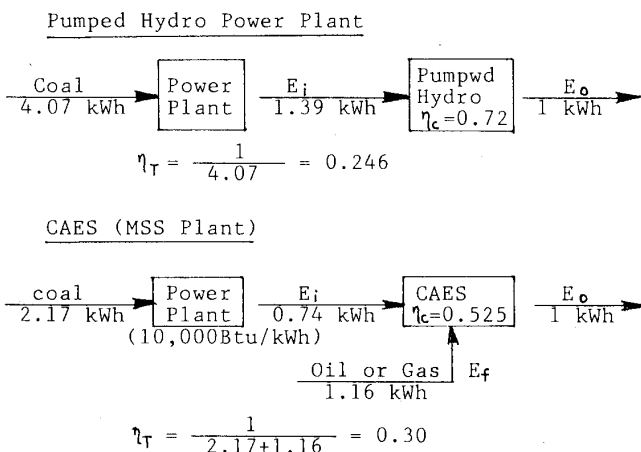


図7 CAESと揚水発電の性能比較

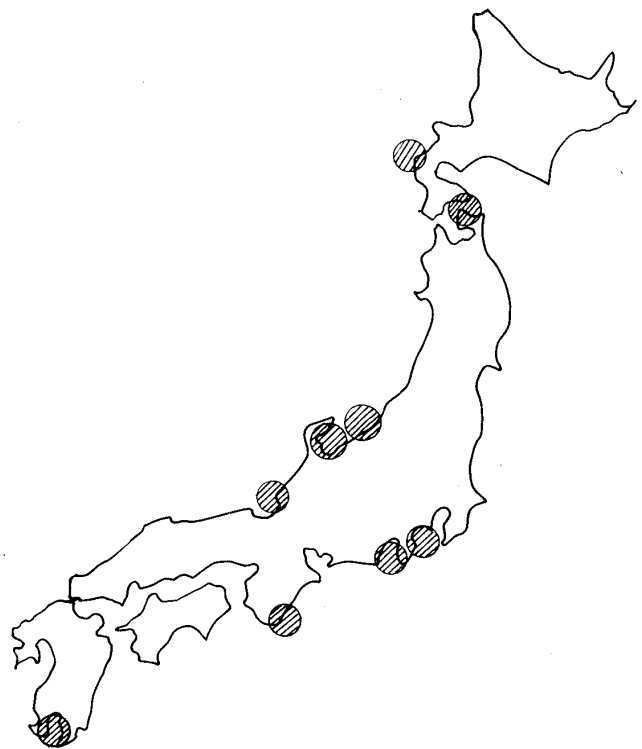


図8 海岸から5km以内に水深が200m以上となる地点

究を早急に開始すべきであると考える。

3.3 海底への貯蔵 わが国は周囲が海に囲まれ、しかも海岸線から急に深さを増す海底地形の場所も多いので、陸地に近い地点で水深の深い場所が海底貯蔵に適している。海洋開発に関連して最近深海での作業や構造物の設置などの技術が進んでいる。水深200m程度までは技術的に大きな問題はないと見られるが、それ以上は困難が伴う。図8に海岸線から5km以内に水深が200m以上となる地点を示している。海中または海底に圧縮空気を貯蔵するには、浮力によって浮き上がらない構造にしなければならない。これには浮体構造として海水でバランスする方法や、重錘やアンカを使って海底に固定する方法などが考えられる。この例を図9に示している。この構造物には造船技術が生かされるし、また今後の海洋開発と関連した複合施設とすることで実現への可能性が高まる。さらに埋め立てによる新都市や機能施設の計画が多数発表されているが、この建設時に貯気槽を建造しておく、深夜電力を使用できるので、経済的効果が大きい。

海底に圧縮空気を貯蔵するには、通常圧縮機による空気圧縮以外に、静水圧を利用した圧縮法が考えられる。これには種々の方法があるが、一例として水流中に気泡を吹き込み、貯気槽に流し込むHAC (Hydraulic Air Compressor) 法は、構造が簡単な上、等温圧縮が可能であり、圧縮動力を軽減することができる⁽¹¹⁾⁽¹²⁾。また膨張過程には通常再燃、再生過程を用いるので、このサイク

ルは理想サイクルであるエリクソン・サイクルに近いものとみなすことができる。それゆえ全体として高い効率が期待できる。今後この方面の研究が望まれる。

4. ターボ機械

4.1 圧縮機 地下の空洞、滞水層や海底などに数時間ないし数日貯蔵される圧縮空気は周囲に伝熱して冷却される。岩塩層内や軟岩盤の空洞に貯蔵する場合には、高温の圧縮空気によって空洞の内壁面が崩壊する恐れがある。このような理由で圧縮過程または最後の段階で冷却が行われる。この冷却によって圧縮機に吸入される空気温度と、圧縮後の空気温度が等しい場合、圧縮機に加えられた全動力が冷却器に捨てられることになる。このエネルギーの総量は非常に大きいので、有効利用を図らねばならない。断熱圧縮時の発熱を蓄えて発電時に貯気槽から導かれる冷たい圧縮空気を予熱するシステムも考えられている⁽¹³⁾。また冷却を伴う圧縮過程は動力を熱として取り去るので、エクセルギで評価される。

HuntorfやMSSプラントでは表1のように、低圧圧縮機は軸流と遠心式を組合せて用い、高圧段は遠心式を採用している。特にMSSプラントでは遠心式圧縮機のディフューザ部で冷却を行うIntegrated Coolingが採用されている。また高圧段はギヤーで増速して7500rpm程度の回転数としている。いずれにしてもCAESの圧縮機システムは非常に複雑な構造となっている。

地熱地帯や温泉地帯のような高温の地下に貯気

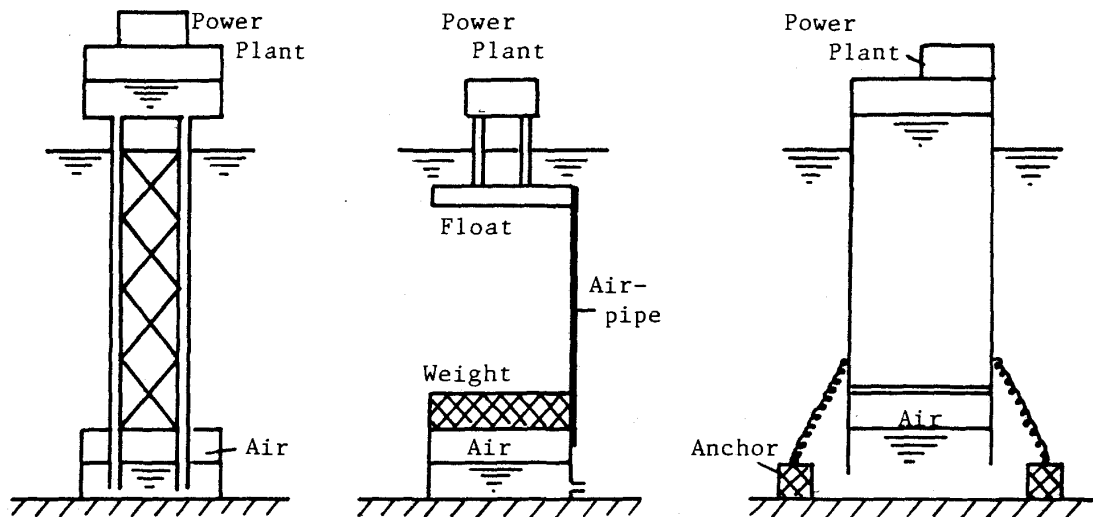


図9 海底に圧縮空気を貯蔵するための貯気槽の構造例

槽が作れば、断熱圧縮の利点が生かされるかまたは冷却を伴う圧縮後予熱するシステムも考えられる。このような地下の熱利用との複合的な利用方法も今後検討されるべきである。

また上述のHACの利用が考えられる場合には、水ポンプのみで空気圧縮が行われるので、構造が極めて簡単になり、この点のメリットは大きい。

貯気槽には圧力の変化するものと、一定圧力のものがある。前述のHunterfやMSSプラントのように圧力が4-7MPaと大きく変化するものでは、圧縮の始めと終りで負荷が大きく変化することになる。一方岩盤内の空洞では水圧による圧力補償型とすると、一定圧力とすることができ、また海底貯蔵の場合にも貯気槽の形状によって大きな圧力変化を伴わない場合には、圧縮機に対して好ましい条件となる。

4.2 タービン Hunterfプラントのタービンは蒸気タービンやガスタービンとして使用中のもの転用であるため、入口温度が低い。

タービンを新たに設計する場合には問題はないが、他に使用中のものを転用する場合には、全システム中でのマッチングが重要となる。それには週サイクルか日サイクルとするか、ピーク発電かミドル発電とするか、再熱するかどうか、貯気槽の建造費などと組み合わせて検討する必要がある。CAES用ターボ機械の最適な組合せの研究も行われている⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾。今後経済性とくに全配電システム中でのCAESの経済効果を中心に種々の組合せによる最適設計の手法が開発されねばならない⁽¹⁶⁾。

5. むすび

電力需要の偏りが早急に解消されるとは考えられない現状と、原子力発電のウエイトが高まるにつれて、昼夜の需要ギャップを埋める方策がますます必要となってくる。そのために電力貯蔵の技術の開発が不可欠である。現在の技術水準から実用可能な方法としてCAESがある。しかし巨大な貯気槽の建造が容易な岩塩層を持たないわが国では、立地条件に適した種々の方法の組合せによって、中、小規模で分散的な貯蔵方法を考えてゆくべきであろう。これにはいろいろな考えを盛り込むことが出来るので、一つの新しいガスタービンの応用として捉えることができる。電力と云う最

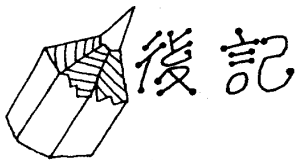
も価値の高いエネルギーの有効利用、ひいては資源の有効利用につながるCAESの一日も早い実現が望まれる。

参考文献

1. Middle South Services, and United Engineers & Constructors, EPRI EM-2210, Vol. 1-7 (1982)
2. Herbst H. C., New Energy Conversion Technology, Vol.2 (1981), 2147
3. Public Service Indiana, Sargent & Lundy, and Westinghouse Electric Corp., EPRI EM-2351, Vol.1-9 (1982)
4. Istran J. A., AACE Transaction (1983), 1.4.1
5. Walke W. C., Proc. Front. Power Conf., 19th, (1986) K-1
6. Potomac Electric Power Co. and Acres International Corp., EPRI EM-1589, Vol.1-13 (1981)
7. Doherty T. J., U. S. DOE Rep. P998A (1983) 205
8. 西亮, 第13回ガスタービン定期講演会講演論文集 (昭60-6), 87
9. 西亮, 日本ガスタービン学会秋季大会鹿児島地方講演会講演論文集 (昭60-11), 55
10. Allen R. D., U. S. DOE Rep. P998A (1983) 211
11. Rice W., Trans. ASME, J. Fluid Engg (1976), 645
12. Berghmans J. A. and Ahrens F. W., Fluid Engg. in Advanced Energy Systems, Edited by C. H. Marston (1978), ASME
13. Macchi E. and Lozza G., ASME Paper 87-GT-23 (1987), 1
14. Marinacci D. J. et al., ASME Paper 82-JPGC-GT-13 (1982), 1
15. Stange J. R., et al., U. S. DOE Rep. P998A (1981) 701
16. Karalis A. J., et al., ASME Paper 87-GT-42 (1987), 1

Key Words :

Compressed Air Energy Storage, Gas Turbine, Energy Storage



今月号(61号)は航空・自動車の小特集号ということで、前々回(59号)および前回(60号)に続いて小規模ながら3回連続の特集となりました。総合的な観点から各分野における動向および技術課題を解説していただき、特集号の持味を出すことに努めた次第です。

車両用ガスタービンの研究開発は、従来から継続的に行われてきましたが、その実用化へ向って今後の開発研究の動向が注目されることです。

セラミックガスタービンの研究は、ガスタービン全般に共通の技術的課題ですが、精力的に研究の進められている部門の一つである自動車用ガスタービンの場合を採り上げました。

航空用ガスタービンについては、亜音速用と超高速用に分けました。亜音速用は、現在実用に供せられている航空エンジンの動向、研究に着手されている超高速バイパス比ファンエンジン、および無人の飛行体など

に応用の広い小型エンジンの動向と技術課題など、いずれも実際的な応用に基づいたテーマです。

超高速機用エアブリーディングエンジンについてはニューオリエントエクスプレスや宇宙往還機などのエンジンとして話題となっています。その実現には多くの技術的課題を解決することが必要であり、現在の技術水準では未来への夢多き、あるいは夢に満ち過ぎたテーマとも思われます。独創的な構想と研究成果の望まれる分野です。

ガスタービンの燃焼器に関する諸問題を取扱った委員会報告は、委員の皆様の大いなる努力によるものです。実際面にたずさわる技術者にとっては特に有用な技術資料になるものと期待しています。

終りに、御多忙中にもかかわらず快く執筆していただきました著者の皆様に厚く御礼申し上げます。

(大山耕一)

〈事務局だより〉

若葉の緑もひときわ目にあざやかな頃となり、四季の移り変わりを余り感じさせないこのコンクリートジャングルの新宿でも、窓からの風がどことなくさわやかです。

あの悪夢のようだった年度末から、評議員会・通常総会へ、そして特別講演会、見学会から6月3日の定期講演会へと新年度に入ってからの一連の行事を終え、今やっと一段落です。これらの行事は、3月号の学会誌の会告のページに掲載してあるのですが見落とされて、期限が切れてからあわててお電話なさるケースが目立ちます。郵便料節約などで今後も直接ご案内はお送りせず、出来るだけ学会誌に掲載の予定ですのでどうぞくれぐれもご注意下さいますようお願い致します。

もう一つ“おねがい”です。最近会費・参加費の振込みに銀行を利用さなる方が増えてきました。ところが個人会費などに会社名で振込まれてしまうのです。これでは私共はどなたの何の会費なのかわかりません。そこでまず銀行へ電話をかけ、相手先の振込銀行を調べてもらい、その振込銀行から振込人の住所・電話番号を聞きます。そしてそこへ電話をして(たいがい会社の経理係です)、それから改めてどなたの何のお金を調べていただくということになり、ここまででいたい一件につき5日間かかります。会費納入時期・行事参加費の支払時期にはこれをかなり頻繁にせねばならず、他の業務へのシワ寄せも来ています。どうぞお振り込みの際は、個人名で。もしどうしても個人名を入れられない時は、お電話で結構ですから一言ご連絡下さい。その一言で私共の仕事もかなりスムーズに運びますので是非ご協力をお願い致します。

秋にかけてこれからも特別講座、見学会、秋季講演会などいろいろな行事が企画されております。また事務局もあわただしくなってきたりして電話も通じにくくなることと思いますが、その時には Fax 03-365-0387 を大いに活用下さい。

今回は“おねがい”で終わります。

[A]

学 会 誌 編 集 規 定

1. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンおよび過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、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。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷上り約1頁となる。
5. 刷上がり頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次の通りとする。論説4～5頁、解説および技術論文6～8頁、見聞記、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース、新製品紹介、書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 原稿は下記宛に送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13、
第3工新ビル
(社)日本ガスタービン学会事務局

技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 投稿原稿は邦文で書かれた著書の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 2) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷上がり8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 16 卷 第 61 号

昭 和 63 年 6 月 10 日

編 集 者 高 田 浩 之

発 行 者 松 木 正 勝

(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402

TEL (03)365-0095

FAX (03)365-0387

振替 東京7-179578

印刷所 日青工業(株) 東京都港区西新橋2の5の10

©1988 (社) 日本ガスタービン学会
本誌に掲載されたすべての記事内容は
(社)日本ガスタービン学会の許可なく
転載・複写することはできません。

第4回特別講座のお知らせ

昨年度本講座は休んでいましたが今年度は下記の予定で開催致します。近年ガスタービンの発展はめざましいものがありますが、今後環境といかに調和を保ちながら躍進していくかが大きなテーマとなっております。

ガスタービンの専門分野の7名の講師をお招きし講演および討論会を計画しております。奮ってご参加下さい。詳細は後日ご連絡します。

記

日時： 昭和63年9月30日(金) 12:00より10月1日(土) 13:00まで

場所： 湯河原厚生年金会館 〒413 熱海市泉107 Tel 0465-63-3721

テーマ： ガスタービンと環境との調和について考える

参加費： 会員 20,000円

会員外 25,000円

宿泊料(3食付き) 約7,500円、交通費は各自ご負担ねがいます。

ガスタービン秋季講演会についてのご案内

{共催 日本ガスタービン学会(幹事学会) 日本機械学会}

講演論文募集:

- 開催日** 昭和63年11月3日(木)
- 会場** 愛媛大学(松山)
- 講演論文の内容**
- (1) ガスタービン(すべての用途を含む)及び過給機並びにそれらの応用に関連する理論及び技術をあつかったものすべて。ガスタービンの本体のみならず補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザー使用実績等も歓迎します。
 - (2) 最近の研究で未発表のもの。一部既発表のものを含む場合は未発表部分が主体となるものに限ります。
- 講演者** 講演者は、日本ガスタービン学会会員または日本機械学会会員とし、1名1題目を原則とします。
- 申込方法**
- (1) はがき大の用紙に「ガスタービン秋季講演会講演申込み」と題記し下記事項を記入し、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402)宛申し込んで下さい。
 - a) 講演題目
 - b) 著者氏名(連名の場合は講演者に○印を付けて下さい)及び勤務先
 - c) 所属学会及び会員資格
 - d) 連絡者氏名、住所
 - e) 100~200字程度の概要
 - (2) 講演申込み書と講演論文原稿に記載の講演題目、講演者及び連名者氏名は一致のこと。いずれも提出後の変更等は受け付けません。
- 申込締切** 昭和63年8月1日(月)
- 講演論文の原稿**
- (1) 講演論文執筆用の原稿用紙を連絡者にお送りします。講演論文は1292字づめ原稿用紙4ページ以上6ページ以内とします。
 - (2) 原稿提出期限 昭和63年9月20日(火)
 - (3) 講演発表の採否は両学会に御一任願います。
- 技術論文等への投稿**
- (1) ガスタービン学会会員の講演発表は、ガスタービン学会誌に技術論文として投稿できます。
 - (2) 機械学会会員(講演者)で日本機械学会の定期刊行物(論文集)に投稿希望の方は申込み用紙の写、2部を日本機械学会事業課(〒151 東京都渋谷区代々木2-4-6 三信北星ビル内)宛お送り下さい。

見学会および参加申込など:

見学会

日時 : 昭和63年11月4日(金)
見学会(予定): 大王製紙(株)または四国電力
(見学参加費、その他詳細は会誌9月号参照)

懇親会

日時 昭和63年11月3日(木)夕方
参加費 無料

講演会参加登録料 7,000円(事前)(上記見学会参加費は含みません)

参加予備申込 準備の都合上なるべく昭和63年8月1日(月)迄にお願い致します。

なお、宿泊の手配については当学会で一括取扱う予定ですが、詳細は会誌9月号でご案内申し上げます。

GLOBAL GAS TURBINE NEWS



MARCH, 1988

International Gas Turbine Institute

Circulation This Issue: 35,000

\$50,000 - 1986

\$60,000 - 1987

\$70,000 - 1988

IGTI Giving More Scholarships In 1988

Several years ago during an IGTI Board of Directors meeting, someone asked, "How can the IGTI provide more services to ASME members?" To find an answer to this question, a Member Services Subcommittee was formed. This Subcommittee was given the task of studying programs which would be of benefit to a significant number of ASME members.

The Subcommittee later recommended to the Board of Directors that a scholarship program be established to assist the younger members of ASME. The recommendation was approved by the IGTI Board of Directors and the first scholarships were awarded in the fall of 1986. Because more qualified schools were applying each year than there were scholarships available, the funding for the program was increased - \$50,000 in 1986 to \$60,000 in 1987 and to \$70,000 in 1988.

Letters were mailed to Mechanical Engineering Department Heads, ASME Student Section Faculty Advisors and Student Section Chairmen outlining the requirements for the 1988 program. Those requirements are:

- A. No more than one \$1000 scholarship shall be awarded to each university selected by the IGTI Board of Directors.
- B. College or university requirements:
 1. Agree to participate in the program and perform the

administrative functions required to process the application and present the award.

2. Have a Mechanical Engineering program which is approved by the ABET.
 3. Have an active ASME Student Section.
 4. On a regular basis, offer courses which contain the theory, design or applications of gas turbine engines.
 5. Submit the student's name to the ASME International Gas Turbine Institute within the time period specified.
- C. Individual Student Requirements:
1. Be an active member of an ASME Student Section.
 2. Have completed at least four semesters (or six quarters) of an engineering curriculum but still have at least one semester (or quarter) of undergraduate school remaining after December 31, 1988.
 3. Be selected by the ASME Student Section members, with approval of the Section Faculty Advisor and concurrence of the M.E. Department Head.

Funds for the scholarship program are obtained from IGTI activities and projects such as the rental of exhibit space at the annual International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition.

1988 ASME TURBO EXPO - Amsterdam

Keynote Session To Feature Impressive Speakers

Simion C. Kuo
IGTI Board of Directors

As an indication of the IGTI's increasing emphasis on "aeroengine initiatives", I am pleased to report that we will have an impressive group of keynote speakers for the 1988 ASME TURBO EXPO - Land, Sea & Air in Amsterdam this June. In organizing this array of speakers we have invited top executives who represent three key groups...users - both military and commercial; manufacturers - both airframe and aeroengine; and industry - both U.S. and European.

The 1988 ASME TURBO EXPO will be officially opened at 9:30 a.m. on June 6. Opening addresses will be given by the Dutch Authority of the Ministry of Economic Affairs of the Netherlands and by Mr. C.T.A. Van Lede, Chairman of the Federation of Netherlands Industry. At 10:00 a.m., the keynote address will be delivered by Lt. General William E. Thurman, Commander of the Aeronautical Systems Division, U.S.A.F. Systems Command. He will address the "Technological Challenges for Aeroengines in the Next Century."

Four keynote presentations follow immediately. The first is "Airframer Requirements," by Mr. Philip M. Condit, Executive Vice President, Boeing Commercial Airplane Company. Two speakers from major aeroengine manufacturers will next address the topic, "Barriers and Innovations for Aeroengines", Mr. William C. Missimer, President, Pratt & Whitney Government

Engine Business, and Mr. Brian H. Rowe, Senior Vice President, GE Aircraft Engines. Completing this impressive group of speakers will be Mr. Colin H. Green, Managing Director of EUROJET GmbH, a European consortium which develops European fighter aircraft engines. Mr. Green's presentation will address "European Views and Programs."

Because of a very tight schedule, open discussion will be very limited. However, all keynote speakers have been invited to attend the afternoon Panel Session, "Future of Engine Technology" sponsored by the Aircraft Committee. Mr. Bernard L. Koff, Senior Vice President, Pratt & Whitney - Government Engineering, will be one of the panelists.

I am certain the keynote addresses will be inspiring to all, regardless of their technical background. This is a rare opportunity you will not want to pass up. Please plan early to attend the 1988 ASME TURBO EXPO in the beautiful city of Amsterdam.

If you have questions regarding this event, please write or call the International Gas Turbine Institute in Atlanta or any member of the IGTI Board of Directors.



The American Society of
Mechanical Engineers



The Chairman's Corner

Walter F. O'Brien
IGTI Board of Directors

IGTI Gives Continuing Education High Priority

In the list of important activities of a professional society, continuing education of the membership occupies a high position. Our ASME IGTI is active in a number of educational areas. I'd like to discuss some of them with you and invite your participation.

Technical meetings, exhibits, technical papers and journals are our most visible form of continuing education. Each year, approximately 350 technical papers are presented at our annual Congress and a specialty conference, and a number of papers having permanent interest are published

in the *Journal of Turbomachinery* or the *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. Our two-week Fluid Dynamics of Turbomachinery Course is recognized as a comprehensive view of the state of the art for specialists in the field.

Home study courses are a growing form of service to the membership. Our first home study course on *Basic Gas Turbine Engine Technology* has now been ordered by over 1360 individuals. Originally intended as an introduction to gas turbine technology, the course has also been used as a

review by more experienced persons. We have served a need in the gas turbine community with this course, and we are working on two additional courses.

Short courses at congresses are another form of continuing education provided by the ASME IGTI. With the advice and guidance of our IGTI Education Committee, the courses are organized and scheduled by the ASME Professional Development Department. The courses that you have seen offered at the annual congresses, the introductory course, fluid mechanics of turbomachinery, combustion, structures and aeromechanics courses have all been conceived and developed by members of the IGTI Technical Committees, approved by the Education Committee, and offered at appropriate times, usually at our North American meetings.

The present courses have served our members well, and we want to expand in this area. If you see a need for an additional short course, talk to the appropriate Technical Committee. See "CHAIRMAN'S CORNER"

continued on page 6

James H. Kamman

1944-1987

James H. Kamman died July 28, 1987 in St. Louis, Missouri. He was 43 years old.

Kamman received a B.S.M.E. and an M.S.M.E. from the University of Missouri at Rolla. Kamman joined McDonnell Aircraft in January of 1967 and worked for 20 years in the conceptual design of advanced aircraft systems. His most recent position was Branch Chief, Advanced Design Propulsion and Thermodynamics.

Kamman was a member of The American Society of Mechanical Engineers and served as Secretary, Vice-Chairman, and Chairman of the IGTI Aircraft Gas Turbine Committee.

1988 ASME TURBO EXPO — Land, Sea & Air

33rd ASME INTERNATIONAL GAS TURBINE AND AEROENGINE CONGRESS AND EXPOSITION

The World's Foremost Exposition of Gas Turbine Technology for Designers, Manufacturers and Users.



International Exhibition and Congress Centre RAI
Amsterdam, THE NETHERLANDS
June 6 - 9, 1988

Sponsored by:

International Gas Turbine Institute
The AMERICAN SOCIETY of MECHANICAL ENGINEERS
Atlanta, GA, USA

- Over 6000 expected to participate and attend.
- Over 300 refereed Gas Turbine Technical Papers to be published and available at the Congress.
- Over 200 exhibitors to occupy 100,000 sq. ft. of exhibit space.

FREE passes available to the Exposition!
Return coupon below

For more information, or complimentary passes to the Exposition, send this coupon today! Mail to:

International Gas Turbine Institute
The AMERICAN SOCIETY of MECHANICAL ENGINEERS
4250 Perimeter Park South • #108
Atlanta, Georgia 30341 USA

Please send me information so we may consider attending the 1988 ASME TURBO EXPO — Land, Sea & Air.

Please contact me. I would like to discuss available exhibit space.

Please send _____ Complimentary Passes for me and my colleagues to visit the Exhibits on June 6-9 at no charge.

Name: _____ Title: _____

Company: _____

Address: _____

City: _____ State: _____ Zip: _____

Country: _____

Phone: _____ Telex: _____

Observations By The Chairman of Conferences



Simion Kuo
IGTI Board of Directors

One of my proudest moments as a member of ASME IGTI and its Board of Directors, is when I am asked, "What makes IGTI tick?" This is particularly true while attending conferences sponsored by other professional societies, of which I am also a member. Actually, I asked the same question myself before accepting the nomination in 1985 to the ASME IGTI Board of Directors. In my opinion, the main reason why IGTI excels is because it offers truly outstanding technical conferences, which can, as George Opdyke, past Board Chairman, used to say, "Serve the Members; Support the Industry."

In this respect, the collective contribution of the authors, reviewers, session organizers and chairpersons, and the support of our exhibitors should receive immediate recognition. IGTI staff in planning and running the conferences brings to fruition the vision of past Board members who helped shape the ASME Gas Turbine Division into the IGTI of today. Staff and past Board members should also receive a salute.

When looking to the future, the question is, "What can IGTI do to provide better services and support for the professional gas turbine community?" This is timely because competition for gas turbine related conferences throughout the world is becoming more intense; and the frontier in gas turbine technology (often involving aeroengine development) is entering a new high-technology era. To provide better services through successful conferences, there is no substitute for the high-quality technical sessions and papers of which we are intensely proud, and from which we all benefit tremendously. However, I also believe there is room for continued improvement of the conferences...and thus, the IGTI.

One important concern is how to effectively attract more satisfied attendees (members and non-members) who pay the fees to attend the conference or exhibit their products. Additionally, the conference must provide

a better link between technology and business developments beneficial to attendees. Of course there are many other conference related issues, but let me focus my discussion only on how to attract more satisfied attendees through "aeroengine initiatives" beginning this year in Amsterdam.

To sustain the competitive advantages for IGTI, many believe that we must develop a well-balanced and broader representation of the gas turbine community at the annual conference and exhibit. The conference (thus the Institute) must encompass a continuously developing technology base for long-term stability. In view of the extensive R & D activities required and the extremely large market for aeroengines - commercial and military - the conference must promote and expand activities involving aircraft gas turbine engines. More attendees from the airframe and aeroengine manufacturers must be attracted, including their executive personnel, whose decisions directly or indirectly shape the future direction of the aircraft and aircraft-derivative engine industry. In fact, a large number of the technical papers and the increasing interest in attending the IGTI conferences can be traced to "aeroengine" activities.

To properly recognize the role of aeroengines and also to correct the inaccurate image of the conferences as land-based gas turbine meetings, the annual IGTI conference has been renamed to include "Aeroengine." This reflects more correctly the IGTI activities and objectives. Needless to say, many of the aeroengine technologies developed are applicable to other gas turbine systems.

It should be pointed out that this change in the conference name does not imply any IGTI de-emphasis in non-aircraft gas turbines, as evidenced by initiating the new COGEN-TURBO Symposium in Montreux, Switzerland last September. This symposium will be held annually.

We're On Our Way!

Stanley A. Mosier
Amsterdam Program Chairman

The response from around the world to our Call for Papers was enormous. The technical program of the 1988 Amsterdam Congress is developing into the biggest and best one yet...and we've had many outstanding international meetings during the past ten years that I can recall.

Thanks to all of the prospective authors and panelists, the organizers from our 17 Technical Committees will be offering up to a dozen parallel sessions each day of the Congress. This arrangement will include multiple paper and panel sessions sponsored by some of our Technical Committees to accommodate the large number of acceptable offerings received in their area of specialty. Each Congress attendee will be able to pick and choose freely from the more than 360 presentations in the paper sessions and from the ten panel sessions currently anticipated.

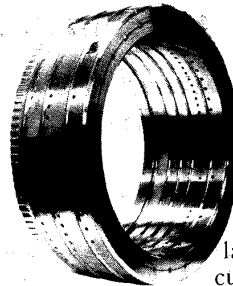
As discussed in other articles

in this newsletter, "aeroengine" has been emphasized throughout the development of the technical program. Our Aircraft Committee, for one, has organized 12 specific paper and panel sessions relating to the aircraft gas turbine engine.

The technical program this year will also include the concept of "Presentations without Publication". A number of our Technical Committees have participated in encouraging some selected speakers to provide projections, impressions and comments within the context of unpublished presentations. Although formally unreferenceable, these presentations promise to be thought provoking and exciting.

Our 1988 International Gas Turbine and Aeroengine Congress in Amsterdam will be worth your while to attend, professionally and personally.

Laser Machining? Precisely.



Bring us your ideas. We will help you develop them. We're experienced in laser applications for many industries including aerospace, automotive, electronic and medical.

Translate ideas into reality. We offer complete laser services for precision cutting, welding, drilling and marking. And our engineers are specialists in prototype design and development.

Gear up for production. From everyday metals to the superalloys and composites, from one-of-a-kind items to high volume runs, we handle it all.

Laser Fare, Ltd., the full service laser job shop that works for you. Precisely.

LASER FARE LTD INC.

1 Industrial South, Lan-Rex Industrial Park
Smithfield, RI 02917 231-4400

Deadline Close for '88 COGEN-TURBO II Papers

The 1987 ASME COGEN-TURBO Symposium and Exposition "only scratched the surface" of the international interest and enthusiasm for cogeneration, combined cycle systems and related technologies. To continue the momentum generated by the 1987 event, the 1988 COGEN-TURBO II, August 30 - September 1, in Montreux, Switzerland, is well along in the planning and implementation for the Exposition and the correlative technical program.

As in 1987, keynote addresses will open the symposium and set the stage for the subsequent more detailed technical papers. Four keynote speakers will focus on the technology status and fundamental thermodynamics of cogeneration/combined cycles; review European community energy programs and economic commitments; and address technology relating to the manufacture of principal

gas turbine components and systems.

Deadline for additional papers is March 1, 1988 for completed manuscripts. If you have a question about the deadline or technical content, contact one of the Program Chairmen:

In the U.S.A.:

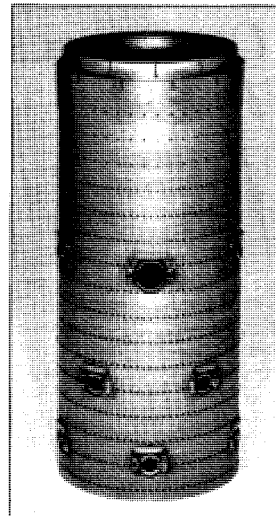
George K. Serovy
Iowa State University
Ames, Iowa
Telephone: (515) 294-2023
Telex: 283359 IASUUR

In Europe:

Torsten H. Fransson
Ecole Polytechnique
Federale de Lausanne
Laboratoire de Thermique
Appliquee et des
Turbomachines
Lausanne, Switzerland
Telephone: 021-473520
Telex: 455806 EPFMCH

HAYNES® Alloy No. 230

Is the latest nickel-base alloy from the same people who invented HASTELLOY® alloy X and HAYNES alloy No. 188. It has unequalled strength, stability and oxidation resistance and is the ideal material for critical gas turbine engine components such as combustors, transition liners, ducts, seals, casings, thermocouple tubes/MI cables, and many other fabricated stationary components, for use up to 2200 deg. F.



HAYNES 1020 West Park Avenue
Post Office Box 9013
Kokomo, Indiana 46902-9013
International 317-456-6223

HAYNES and HASTELLOY are registered trademarks of Haynes International, Inc.

1988 ASME® COGEN-TURBO II

2nd International Symposium and Exposition on Turbomachinery, Combined-Cycle Technologies and Cogeneration

**August 30 — September 1, 1988
Montreux, Switzerland**

Building upon the International Gas Turbine Institute's highly successful 1987 COGEN-TURBO Symposium and Exposition last September, a second event will be sponsored by IGTI in 1988. Like the first Symposium and Exposition, COGEN-TURBO II will also be staged in Montreux, Switzerland, known the world over for its scenic splendor and mild climate.

The Symposium and Exposition will focus on advanced energy systems and components in which turbomachinery plays a key role. Technical sessions will feature cogeneration, combined-cycle and turbomachinery technologies that relate to the continuing worldwide requirement for efficient energy utilization.

The concentrated Exposition of the latest in gas turbine engines and auxiliary equipment, turbomachinery and power packages, heat recovery generators, boilers, inverters, heat exchangers, chillers, controls, instrumentation, filters, separators, pumps, blowers, fans and other ancillary products and services will tie in closely with the content of the Symposium.

When available, please send Advance Program so I may consider registering for the 1988 ASME COGEN-TURBO II Symposium.

Please contact me to discuss available exhibit space.

MAIL TO: International Gas Turbine Institute
4250 Perimeter Park South, Suite 108
Atlanta, GA 30341 USA
Phone: (404) 451-1905
Telex: 707340 IGTC ATL

Name: _____

Title: _____

Company: _____

Address: _____

City: _____ State: _____

Mail Code: _____ Country: _____

Phone: _____ Telex: _____

Overview: Gas Turbines in the Marine Market

Leonard T. Daley
Chairman,
IGTI Marine Committee

continued from December, 1987
issue *Global Gas Turbine News*

BLUE RIBAND ATLANTIC RECORD CONTENDERS

Several entries are being proposed for an attack on the trans-Atlantic "Blue Riband" speed record now held by the steam turbine powered liner United States which has been out of service for several years. Gas turbines will likely power the contenders and should provide a heightened level of interest in such propulsion systems during the next decade.

UNITED TECHNOLOGIES CORP. FT8

- An interesting re-entry into the marine propulsion gas turbine business is that of UTC's Turbo Power and Marine Division with the FT8 engine. Introduced by way of a cooperative venture with the People's Republic of China, this promises to be a contender to watch for in both industrial and marine applications.

Modernized features of the FT8 have resulted in a predicted efficiency of 38%. Based on the aero JT8D engine which powers many of the world's fleet of Boeing 747's, as well as the marine and industrial installations experience, gained with the FT4, the new FT8 should enliven the marine marketplace now dominated by General Electric and Rolls-Royce.

ICR PROGRAM - The Inter-cooled Regenerative Aeroderivative gas turbine, or ICR, will get more attention during the next few years. The award of a contract to design the turbine and auxiliary equipment will bring this concept to fruition as a marine propulsion contender. The evaluation of the Rolls-Royce/Allison/Garrett and the GE/Solar systems respectively will determine the winner of the hardware design contract.

SHIPS SERVICE GENERATORS

- On the auxiliary or ships service power generation side of the engine room, a lot of interest is being shown in the TF 1500

(AGT 1500) by Avco Lycoming. This compact recuperative gas turbine package rated in the one to two (1-2)MW range is attractive with respect to efficiency, specific volume and weight particularly as costs should benefit by the large production volume of the turbine as a main battle tank engine.

LCAC PROGRAM - Deployment of the first Landing Craft Air Cushion or LCAC's by the U.S. Navy this year should determine the future of this type of landing craft in at least the U.S. Navy. Powered by Avco Lycoming TF40 engines driving air screws while also providing the required lift, this craft should enhance the assault landing capability of the U.S. Navy-Marine Corps team.

ROLLS-ROYCE PROPULSION ENGINES

- The Rolls-Royce SM1A at 12-14 MW is at sea gaining experience in the British Navy and Japanese Self-Defense Force. The Netherlands "M" class frigates will also be commissioned in the next few months with the same engines. The higher rated SM1C at 18 MW is to follow with the earliest installations in the Dutch frigates.

NFR 90 - The NATO "Frigate of the Nineties" or NFR90 is about to enter the design contract phase. Gas turbines have fared well in the initial definition phases with the LM2500 CODOG plant evolving as the so called baseline.

With each nation free to choose "national variants," it is not entirely clear as to the status of the "baseline" propulsion system.

The cooperation of the NATO nations in this program has been encouraging, however, and should the U.S. Navy choose a frigate of the NFR90 type, it would speak well of the effort as well as assuring major support for this NATO program.

A home study course:

Basic Gas Turbine Engine Technology

What will be learned from taking this course?

Because emphasis is placed on a non-mathematical approach to the understanding of the fundamental nature of the gas turbine engine and the processes which affect its performance, the Home Study Course is ideally suited to technicians and management personnel. Students will be introduced to basic principles of energy transformation, fluid dynamics, combustion, heat transfer, and material properties.

Throughout the course, the anatomy of the gas turbine engine is of continuing importance. So as you increase your understanding of the principles and processes of gas turbine technology, you will concurrently develop a knowledge of components and the factor affecting gas turbine engine performance. You will obtain the basics of gas turbine engine technology in your own home, at your own pace and through a course designed to meet your needs.

Who should take the course?

The course is especially designed for technical and management personnel engaged in gas turbine engine and auxiliary equipment: operation, maintenance or service, specification, sales and manufacture. The course will also prove valuable to those engineers starting their careers in any of the above aspects of the gas turbine field.

How will the course be administered?

The course is organized into ten lessons. All lessons and tests will be mailed to you by the **ASME International Gas Turbine Institute**. Following each of the ten lessons, when you are ready, you take a test on that material. Take your time in answering the questions and feel free to double-check by referring to the text material. When you are satisfied, send the completed tests to the **ASME International Gas Turbine Institute** for grading.

IGTI Home Study Course Order Form

Please send _____ copies of the Home Study Course in Basic Gas Turbine Engine Technology to the address below. Enclosed for each copy is \$85.00 U.S. (\$45.00 U.S. students).

METHOD OF PAYMENT (Please check one)

CHECK or MONEY ORDER

Please make payable to the "International Gas Turbine Institute" in U.S. dollars drawn on a U.S. bank.

CREDIT CARD

Please charge to my: VISA MasterCard

Card Number _____

Expiration Date _____

Cardholder's Signature _____

As a service of the ASME International Gas Turbine Institute, the Home Study Course will be given at no charge to unemployed graduate engineers who are members of ASME.

Mail to: ASME International Gas Turbine Institute
4250 Perimeter Park South, Suite 108
Atlanta, Georgia 30341 U.S.A.

Name _____

Address _____

City _____

State _____

Zip/Mail Code _____

Country _____

____ Regular (\$85.00 U.S. each)

Company _____

Title _____

____ Student (\$45.00 U.S. each)

School _____

IGTI Continues International Involvements

The ASME International Gas Turbine Institute was well represented at the NATO Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) Conference on Combustion and Fuels in Gas Turbine Engines in Maleme, Crete, Greece, October 19-23, 1987. Seven countries contributed to the program of 38 invited papers presented at the Conference. Eleven of the papers were delivered by members of our IGTI Combustion and Fuels Committee. The authors are Stan Mosier, former Committee Chairman; Ed Mularz, current Committee Vice-Chairman; Pete Karpovich; Jim Peters; Arthur Lefebvre; Sigmar Wittig; Arvin

Jasuja; Jack Odgers; Cliff Moses; Scott Samuelson; and Hookum Mongia. Other participants were Finance and Past Chairman of the IGTI Board of Directors, George Opdyke; former Chairmen of the IGTI, Art Wennerstrom and George Serovy; and Mac Mellor, Combustion and Fuels Committee Member and former member of AGARD's Propulsion and Energetics Panel. The week-long meeting was well attended by representatives of the NATO countries and was an excellent forum illustrating the technical strength and professional involvement of the IGTI.

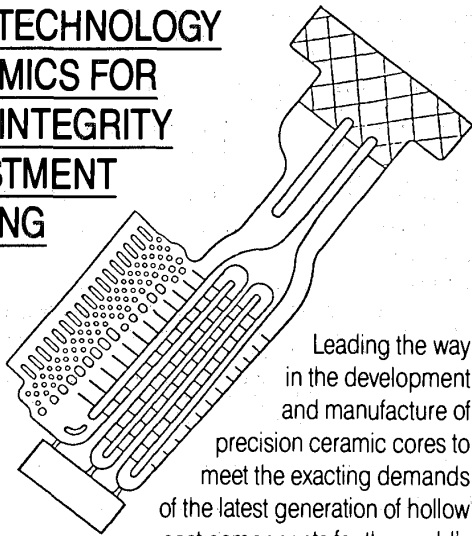
Reported by Stan Mosier

CHAIRMAN'S CORNER continued from page 2

tee Chairman about it, see to its creation and approval, and let's offer it. This is a real opportunity for member participation and service, and I hope that more will become involved.

This year's annual congress in Amsterdam is our next educational opportunity. My information is that the technical and exhibit programs will be of excellent quality, and we are all anticipating the keynote addresses in the area of aircraft gas turbines.

HIGH-TECHNOLOGY CERAMICS FOR HIGH INTEGRITY INVESTMENT CASTING



Leading the way in the development and manufacture of precision ceramic cores to meet the exacting demands of the latest generation of hollow cast components for the world's gas turbine manufacturers.



Fairey Industrial Ceramics Ltd.

Fillebrooks,
Stone, Staffordshire,
ST15 0PU, England.
Telephone: (0785) 813241
Telex: 36277 Fax: (0785) 818733

D.A.I. Ceramics Inc.

38240 Airport Parkway
Willoughby
Ohio 44094, U.S.A.
Telephone: (216) 946 6964
Fax: (216) 951 2106

Please bring this information to the attention of your corporate Marketing or Advertising Executive...

Global Gas Turbine News accepts technical advertising!

DISCOUNT AVAILABLE TO IGTI EXHIBITORS

In its continuing efforts to improve the technical quality of its publications, and to inform the industry of the latest developments in gas turbine technology, the ASME International Gas Turbine Institute will begin accepting gas turbine related product and service advertising in the *Global Gas Turbine News*.

The audience of the *Global Gas Turbine News* consists of more than 30,000 engineers, users, managers, researchers, and policy makers from throughout the world who have an interest in one or more aspects or applications of gas turbine technology. From the OEM to the user and to everyone in-between, *Global Gas Turbine News* reaches the designers, the specifiers, the consultants, the broad range of purchase influencers and decision-makers who need to know your corporate capabilities and product benefits.

Here's what our first advertiser had to say:

"I would like to take a brief moment to express my satisfaction with the response we have received from advertising in your newsletter. We are delighted with the number of calls we have received versus the dollar spent. I want you to know we plan on taking an ad each quarter."

Terry Feeley
President
LASER FARE LTD. INC.

All IGTI Exhibitors receive a 20% discount on advertisements appearing in all editions of the Newsletter up to 12 months after the event in which they exhibited.

For more information, please contact Jane Puntney at the International Gas Turbine Institute in Atlanta (404) 451-1905. Telex: 707340 IGTC ATL.

Global Gas Turbine News Advertisement Rates & Data

A. Office - ASME International Gas Turbine Institute
4250 Perimeter Park South, Suite 108
Atlanta, GA 30341 USA

Phone: (404) 451-1905; Telex: 707340 IGTC ATL

B. Commission & Cash Discount - All prices quoted are NET; they do not include agency commissions. No cash discounts.

C. General Rate Policy - Payment due within 30 days of date of invoice. Payment must be in U.S. dollars drawn on a U.S. bank, or by VISA or MasterCard.

D. One color/white rates (net) - The principal color used in the printing of *Global Gas Turbine News* is dark blue PMS 289. This color, or an alternative principal color if used, will be the only color in which ads can be printed. Rates below are per insertion.

| | 1 time | 3 times |
|--------|--------|---------|
| ½ page | \$900 | \$800 |
| ¼ page | \$575 | \$500 |

(20% Discount to IGTI Exhibitors)

E. Bleed - No bleeds permitted.

F. Position - All ads are run on a space available basis, run of publication. Every effort will be made to accommodate all advertising received.

G. Classified - No classified or employment ads will be accepted.

H. Copy Regulations - All copy is to be camera-ready art or 133 line negatives within the dimensions noted below. Only ½ and ¼ page ads will be accepted.

I. Mechanical Requirements

Printing Process: Offset, sheet fed.

Trim Size: 8½ x 11; 4 columns.

Binding Method: Folded or saddle stitched depending on number of pages.

Colors Available: Only principal color, usually PMS 289 dark blue.

Dimensions:

½ Vertical..... 3½" x 10"

½ Horizontal..... 7½" x 4½"

¼..... 3½" x 4½"

J. Issue & Closing Dates

| Issue: | Closing: |
|--------------|-------------|
| January..... | December 1 |
| April..... | March 1 |
| July..... | June 1 |
| October..... | September 1 |

K. Circulation - Over 30,000. Circulation may be greater for some special conference issues. Refer to introduction for more details.

IGTI Past & Future Events

PAST

EVENTS & ATTENDANCE

| | |
|---------------------------------|--------|
| 1982 London..... | 5,164 |
| 1983 Phoenix..... | 4,306 |
| 1984 Amsterdam..... | 5,387 |
| 1985 Houston..... | 4,351 |
| 1985 Beijing, P.R.C..... | 25,368 |
| 1986 Düsseldorf..... | 4,408 |
| 1987 Anaheim..... | 4,164 |
| 1987 Montreux, Switzerland..... | 873 |

FUTURE

EVENTS & LOCATIONS

JUNE 5-9, 1988
Amsterdam, The Netherlands

ASME, TURBO EXPO
 International Exhibition and
 Congrescentrum RAI

JUNE 4-8, 1989
Toronto, Ontario, Canada

ASME, TURBO EXPO
 Metro Toronto Convention
 Centre

AUG. 30-SEPT. 1, 1988
Montreux, Switzerland

1988 ASME, COGEN-TURBO II
 Montreux Convention and
 Exhibition Centre

JUNE 10-14, 1990
Brussels, Belgium

ASME, TURBO EXPO
 Brussels International
 Conference and Exhibition
 Centre

LASER HARDFACING

Are you tired of the problems associated with antiquated hardfacing and spray coatings?

We will use our patented powder feed system to apply Coast Metal® 64, Tribaloy® 800 and Inconel® 625 to your turbine blades.

Our customers appreciate:



- the minimal dilution of our deposits which maintains the physical properties of the hardface material.
- the profile of our deposits which closely matches final dimensions and reduces grinding time.
- small heat affected zones which allow their blades to be repaired more easily at overhaul.
- reduced manufacturing costs.

GE, Pratt and Rolls-Royce are laser hardfacing turbine blades on their factory floors.

Call us about providing laser hardfacing services for you.

QUANTUM LASER
 RARITAN CENTER, 300 COLUMBUS CIRCLE, EDISON, N.J. 08837 / 201-225-8686

*Quantum Laser Corporation 1988

Call for Papers

1989 ASME® TURBO EXPO - Land, Sea & Air

The 34th ASME® International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition
 June 4-8, 1989
 Metro Toronto Convention Centre
 Toronto, Ontario, Canada

The 1989 ASME TURBO EXPO, sponsored by the ASME International Gas Turbine Institute (IGTI), will be held June 4-8 in the Metro Toronto Convention Centre, Toronto, Ontario, Canada.

All prospective authors are invited to begin now in their plans for participation. Papers on all aspects of aircraft and ground power gas turbines, gas turbine components, engine and system technology including research, design, development, measurement, education, application, fabrication, materials, manufacturing, control, and operational experience are welcome. More detailed

calls for papers are being issued by the Technical Committees of the International Gas Turbine Institute.

Technical paper offers may be initiated by submitting an abstract by June 15, 1988 to the appropriate IGTI Technical Committee Chairman, or to the 1989 Technical Program Chairman:

Louis A. Riekert
 Brown & Root
 P.O. Box 500
 Deer Park, TX 77536
 (713) 476-2614

Completed manuscripts must be received by the Session Organizer or Technical Committee Chairman no later than mid-September, 1989. First time authors are encouraged to study ASME Manual MS-4, *An ASME Paper*, prior to preparation of their manuscript. All papers will be reviewed in accordance with established ASME and International Gas Turbine Institute policy and procedures and will be eligible for ASME Journal publication if warranted by reviews.

Services and projects of—

ASME® International Gas Turbine Institute (IGTI)

- IGTI has contributed over \$27,800 for complimentary subscriptions to either ASME gas turbine technology journal for ASME members who have indicated gas turbines as their primary technology.
- IGTI is contributing \$70,000 annually in scholarships for ASME Student Section Members.
- IGTI publishes annually the WHO'S WHO in the Committees of the ASME IGTI, a directory of all administrative and technical committee members. Complimentary copies are available.
- IGTI publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Conferences dating back to 1957. The Directories are available from the IGTI for \$10.00 each prepaid. Individual papers may be ordered from the IGTI for \$5.00 each prepaid. (Checks should be in U.S. dollars and payable through a U.S. bank.)
- IGTI compiles, publishes and distributes the annual International Gas Turbine and Aeroengine Technology Report. Complimentary copies are available.
- IGTI sponsors the Fluid Dynamics of Turbomachinery study program.
- IGTI sponsors and distributes a home study course on Basic Gas Turbine Engine Technology. The home study course will be given at no charge to unemployed graduate mechanical engineers who are members of ASME. The IGTI has contracted for development of two additional home study courses.
- IGTI will pay the dues of graduating ASME Student Members upgrading to Associate Members.
- IGTI publishes the quarterly "Global Gas Turbine News." Complimentary subscriptions are available by contacting the IGTI.
- IGTI is the source for information on exhibiting in the International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition held in June of each year and the 1988 ASME COGEN-TURBO II Symposium and Exposition, Montreux, Switzerland, September 2-4.
- IGTI is a sponsor of the U.S. National Committee of the International Council on Combustion Engines (CIMAC).
- IGTI organized lectures presented in the People's Republic of China in the fall of 1982 and 1984 and also organized the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition in the P.R.C.
- IGTI has contributed \$40,000 to American National Standards Institute for administering the Secretariat of ISO-TC70-SC6 Gas Turbines.
- IGTI has administrative and nominating responsibilities for two ASME awards: the Gas Turbine Award and the R. Tom Sawyer Award.
- IGTI sponsors the John P. Davis Award for outstanding technical papers covering gas turbine applications.

**NAMES
in the NEWS**

It is a pleasure to note the recent appointment of RISHI S. RAJ as Dean for Administration, School of Engineering at the City College of New York. Dean Raj is Chairman of the IGTI Coal Utilization Committee and is a member of the IGTI Education and Turbomachinery Committees.

THOMAS C. HEARD has been elected to Fellow grade of The American Society of Mechanical Engineers. He is Manager, Industrial and Marine Systems Engineering, GE Company in Schenectady, New York. Mr. Heard is a member and former Chairman of the IGTI Pipelines and Applications Committee and was Program Chairman for the 1983 International Gas Turbine Conference.

ASME® International Gas Turbine Institute Board of Directors 1987-1988

| | | | | | | | |
|---|---|---|--|--|--|---|--|
| CHAIRMAN WALTER F. O'BRIEN Wright Patterson AFB, OH 513-255-4141 | VICE-CHAIRMAN FRANKLIN O. CARTA United Technologies East Hartford, CT 203-727-7355 | CHAIRMAN OF CONFERENCES SIMION C. KUO Pratt & Whitney West Palm Beach, FL 305-840-7431 | REVIEW CHAIRMAN HOWARD L. JULIEN Kaiser Engineers Inc. Livermore, CA 415-423-0440 | FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN GEORGE OPDYKE, JR. Tetron Lycoming Stratford, CT 203-385-3433 | EUROPEAN MEMBER GEOFFREY HANLON Hawker Siddeley Dynamics Engineering, Ltd. England (0707) 331299 | EX OFFICIO THOMAS E. STOTT Thomas Stott & Associates Cummerquid, MA 617-362-9784 | EX OFFICIO DONALD D. HILL ASME International Gas Turbine Institute Atlanta, GA 404-451-1905 |
|---|---|---|--|--|--|---|--|

Other International Gas Turbine Institute and ASME® Volunteer Leaders

| | | | |
|--|---|--|--|
| COUNCIL ON ENGINEERING E.S. WRIGHT Moline, IL 309-785-5462 | EDITOR, GAS TURBINE JOURNALS A.J. WENNERSTROM Wright Patterson AFB, OH 513-255-7163 | ASME® PRESIDENT RICHARD ROSENBERG San Diego, CA 619-583-1837 | SENIOR VICE PRESIDENT, ASME® COUNCIL ON ENGINEERING A.A. SEIREG Madison, WI 608-282-3594 |
|--|---|--|--|

International Gas Turbine Institute Staff, Atlanta, Georgia

| | | | | |
|--|---|--|---|---|
| MANAGING DIRECTOR & CEO DONALD D. HILL | DIRECTOR OF OPERATIONS DAVID H. LINDSAY | MANAGER, FINANCIAL AND ADMINISTRATIVE SERVICES SUE COLLINS | ASSOCIATE ADMINISTRATOR, EXHIBITS CLAIRE HOWARD | STAFF ASSISTANTS LAURA KEMP ANNA MAZANTI JANE PUNTNEY |
|--|---|--|---|---|

**GLOBAL
GAS TURBINE NEWS**

Volume 29, Number 1
March, 1988

Published by the ASME International Gas Turbine Institute, 4250 Perimeter Park South, #108, Atlanta, Georgia 30341, USA; (404/451-1905); Telex: 707340 IGTC ATL.

Chairman: Walter F. O'Brien
Wright Patterson AFB
OH 45433

Vice Chairman: Franklin O. Carta
United Technologies
East Hartford, CT 06108

Volunteer Editor: Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, NY

Staff Editor: Sue Collins
IGTI
Atlanta, GA

Publisher: Donald D. Hill
IGTI
Atlanta, GA



International Gas Turbine Institute

The AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS
4250 Perimeter Park South • #108 • Atlanta, Georgia 30341 USA

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。



NON-PROFIT ORGANIZATION
U.S. POSTAGE
PAID
ATLANTA, GEORGIA
PERMIT NO. 2685