記念講演会プログラム

（講演時間：スチューデントセッションは講演 10 分、討論 10 分　＊印　講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです）

	第１室		第２室		第３室
9:15 10:30	《オーガナイズドセッション》技術伝承 オーガナイザ：渡辺紀徳（東大） 船崎健一（岩手大） A-1 ＦＪＲの開発に関連して考える 松木正勝（日本工業大学） A-2 ネ２０等、歴史的エンジンの開発から学ぶ事項 石澤和彦（航空ジャーナリスト協会）			9:15 10:30	《オーガナイズドセッション》技術動向・展望（システム） オーガナイザ：壹岐典彦（産総研） C-1 航空機用ガスタービンにおけるエンジンシステム研究開発について 二村尚夫（航技研） C-2 発電用高効率ガスタービンシステムの研究開発について 幸田栄一（電中研） C-3 コプロダクション用スチーム回収タービンシステム 古谷博秀（産総研）
10:40 12:00	《スチューデントセッション》空力Ⅰ 座長：野崎　理（航技研） A-3 ケーシング側からの二次流れ吹き込みを伴うタービン段の空力性能に関する研究 ＊鎌田雅哉（岩手大院）、船崎健一（岩手大）、 Carlos Felipe, Favaretto（岩手大院）、 田沼唯士（東芝） A-4 壁面冷却凝縮と水蒸気混合遷音速流の境界層はく離 ＊安田和巳（早大院）、仙波和樹（日本総研）、 大田英輔（早大） A-5 遠心圧縮機の羽根付ディフューザ内の非定常内部流動の研究 ＊澤頭聡（法政大院）、山本孝正（航技研）、 水木新平（法政大） A-6 円形翼列に生じる不安定流れのＰＩＶ計測 ＊和田光真（工学院大）、高間信行、吉識晴夫、 加藤千幸（東大）、飯田明由（工学院大）	10:40 12:00	《スチューデントセッション》空力Ⅱ 座長：園田豊隆（本田技術研究所） B-1 近似二次元翼列における衝撃波変動の測定 ＊高橋泰平、國平敬之（都立科技大院）、白鳥敏正、 桜井忠一（都立科技大） B-2 タービン静翼列の内部流動に及ぼす翼の弯曲の影響 ＊朝賀裕一朗（法政大院）、譚春青、山本孝正（航技研）、 水木新平（法政大） B-3 軸流タービンの翼列干渉に関する実験と３次元非定常段解析 ＊佐藤渉、向井雄一、浦野靖弘、大田英輔（早大）、 山本孝正（航技研） B-4 遷音速振動翼列の非定常空力特性に関する三次元粘性数値解析 ＊加藤善己（東大院）、渡辺紀徳（東大）	10:40 12:00	《スチューデントセッション》燃焼・燃焼器 座長：岩井保憲（東芝） C-4 希薄予混合燃焼器における燃焼過程への入口条件の影響 ＊高松正周（慶応大）、益池孝治（慶応大院）、 渡辺清郷（富士重工）、川口修（慶応大） C-5 ＵＭＧＴ用極微小燃焼器の可能性について ＊押味加奈（都立科技大院）、湯浅三郎（都立科技大） C-6 翼間水素燃焼を伴うタービン動静翼干渉の数値計算 ＊佐藤正典、南雲貴志（東理大院）、 戸田和之、山本誠（東理大） C-7 アニュラー型超小型水素ガスタービン用要素試験燃焼器の試作・検討 ＊上原麻美子（都立科技大院）、 湯浅三郎（都立科技大）

	第１室		第２室		第３室
13:15 14:30	《オーガナイズドセッション》ガスタービンの運用と実績 オーガナイザ：荒木達雄 A-7 中・小型産業用ガスタービンの運用と実績について 柳内雅幸（川崎重工） A-8 １５００℃級高効率ガスタービンの運転実績 渡邊康司（三菱重工） A-9 常用ガスタービンコージェネレーションプラントの運用と実績（信頼性確保のためのメーカの取組みと運用実績） 浜　篤（新潟鐵工）			13:15 14:30	《オーガナイズドセッション》技術動向・展望（要素） オーガナイザ：児玉秀和（石川島播磨） C-8 圧縮機設計技術の動向と展望 今成邦之（石川島播磨） C-9 燃焼器の設計技術の動向と展望 木下康裕（川崎重工） C-10 タービンの設計技術の動向と展望 伊藤栄作（三菱重工）

Downloaded service for the GTSJ via 216.73.216.204 2025/07/05.

特別講演

航空エンジン開発の１０年と将来への展望

玉木貞一（石川島播磨重工業株式会社）

１．はじめに

２０世紀初頭にライト兄弟が初めて動力飛行に成功してから１世紀、第２次大戦後日本の航空産業が再スタートしてから５０年の今日、日本の航空エンジン業界も新しい局面を迎えている。

日本の航空エンジンの売上高は図１に示すように、ここ数年、増加の傾向にある。防衛関係の仕事がベースロードとして航空エンジン産業を支えているのに加えて、最近の民間エンジンビジネスの伸びによるところが大きい。民間エンジンビジネスとしては、国際共同事業が重要なビジネスとなっている一方、整備事業にも注力している状況である。

エンジン開発で見ると、防衛関係では、中等練習機用エンジンとして開発され、量産中であるＦ３ターボファンエンジンに続き、小型観測ヘリコプターエンジンＴＳ１が開発されたほか、技術実証エンジンとしてＸＦ５エンジンが、また、その高バイパス比エンジンとしてＸＦ７エンジンが研究開発中である。民間エンジンでは日本が初めて経験した開発プログラムであるＶ２５００エンジンは現在量産中であり、さらに超大型エンジン開発にも参入している。リージョナルジェット機用エンジンＣＦ３４プログラムは量産が開始されると共に派生型開発も行われている。

本稿では、民間エンジン開発を中心に、最近１０年間の出来事と将来への展望について述べる。

２．国際共同開発事業の現状

推力２５０００lb級のＶ２５００開発は1983年に５カ国の企業が参加した合弁会社ＩＡＥを中心として始まり、日本側は日本航空機エンジン協会（ＪＡＥＣ）取りまとめで、ファン、低圧コンプレッサ、シャフト、補機など２３％を担当している。1988年にＶ２５００－Ａ１がＦＡＡから型式承認を取得、1989年にＡ３２０にて商業運行が開始され、その後Ｖ２５００－Ａ５、Ｄ５などの派生型開発が行われた。Ｖ２５００はこれまでに合計約４５００台の受注を獲得、約２０００台が出荷されている。さらに、整備事業、補用品販売においても売上が上がるようになった。Ｖ２５００事業を通じ、民間エンジンの設計開発技術、生産技術の向上のみならず、形態管理、プロダクトサポート、生産管理、各種契約交渉など民間エンジンビジネス全般にわたる幅広いノウハウを習得した。

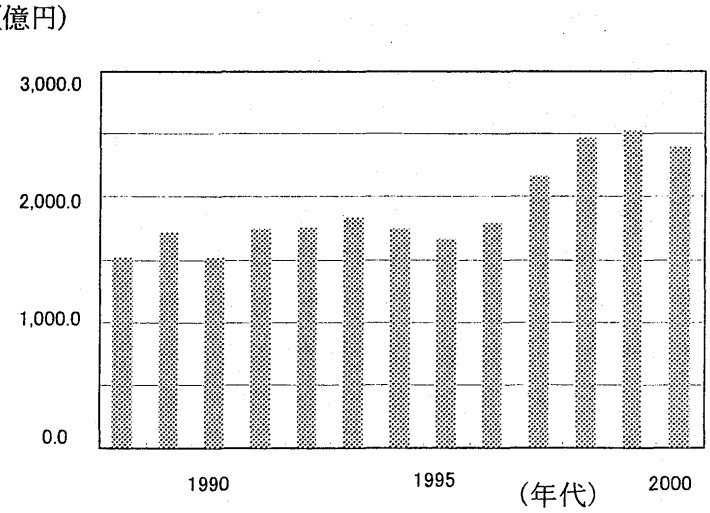


図1　航空エンジンの売上高

その後、大型双発機用の超大型エンジンのＧＥ９０、トレント、ＰＷ４０００等のプロジェクトにおいては、日本のメーカーは各社それぞれでＲＳＰ（Risk & Revenue Share Partner）として参加、各社の重要な事業となっている。

地域航空輸送の分野でも優れた信頼性、居住性、高速化が求められており、１００席機以下クラスのジェット機が有望との市場調査に基づき、また、ターボプロップ機に近い運航コストが実現で

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

きるジェットエンジンの技術的目処も立ち、ＧＥ社との国際共同開発ＣＦ３４プログラムが 1996 年より始まった。本プログラムは本格開発開始からＦＡＡの型式証明取得まで４３ヶ月という従来に比べ非常に短期間の開発であった。迅速に開発を終了し、すばやく製品を世の中に送りだす事は今後もますます重要視されよう。

図２にＣＦ３４－８Ｃ１のエンジン全体図を示す。日本側取りまとめはＪＡＥＣで、３０％を分担しており、低圧タービンモジュール全体、高圧圧縮機後段翼、ファン回転部、補機、ギアボックス等を担当している。ＣＦ３４－８Ｃ１は 1999 年にＦＡＡ型式承認を取得、同エンジンを搭載したボンバルディアＣＲＪ７００は 2001 年 2 月より商業運行を開始した。派生型として、ＣＦ３４－８D/E/Ｃ５、ＣＦ３４－１０の開発も現在進められている。ＣＦ３４－８、１０シリーズは 2002 年 1 月末の時点でトータル約２７００台の受注を得ており、今後の民間エンジン事業の中核となることが期待されている。

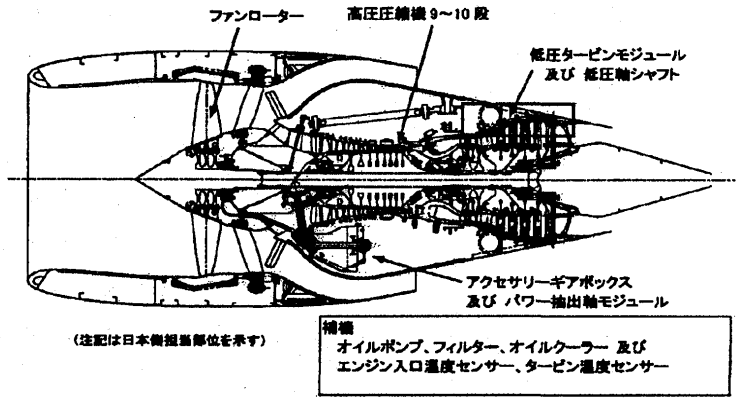


図 2 CF34-8C1 断面図

３．最近のジェットエンジン技術の進歩

最新の民間航空機に使用されているターボファンエンジンは低燃費化、高信頼性、低騒音化に注力して開発されてきた。

ＧＥ９０等の超大型エンジンで実現した低燃費化は、空力・伝熱技術、材料技術等の進歩により高圧力比化、高温化、高バイパス比化が図られ、熱効率、推進効率が向上した事による。その結果、図３に示すように、最近の１０年間でも約１５％の低燃費化が実現している。

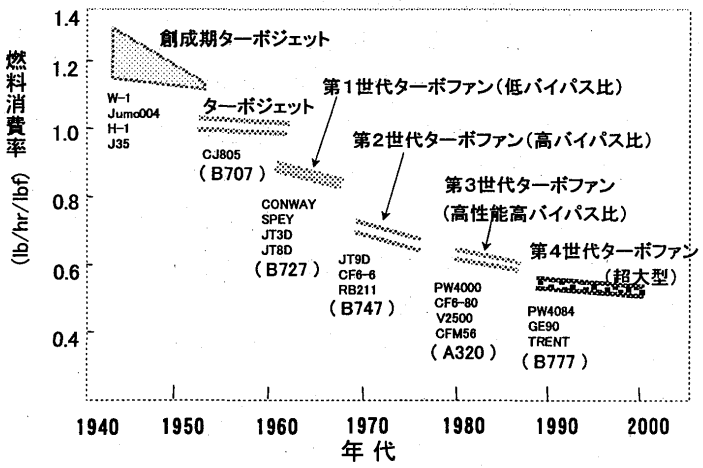


図3 燃料消費率の動向

信頼性についても近年大幅に向上している。図４にエンジン信頼性を表す指標として、飛行中エンジン停止率を示すが、近年特に運航初期における信頼性向上が著しく、1990 年代には双発長距離大型旅客機が実用に供されるまでになった。双発機はエンジン１発停止の場合に最寄りの空港に規定時間内に緊急着陸できる範囲に飛行経路を制限されるが、充分な信頼性のある双発機にはその規定時間が緩和されるという耐空性基準ＥＴＯＰＳ

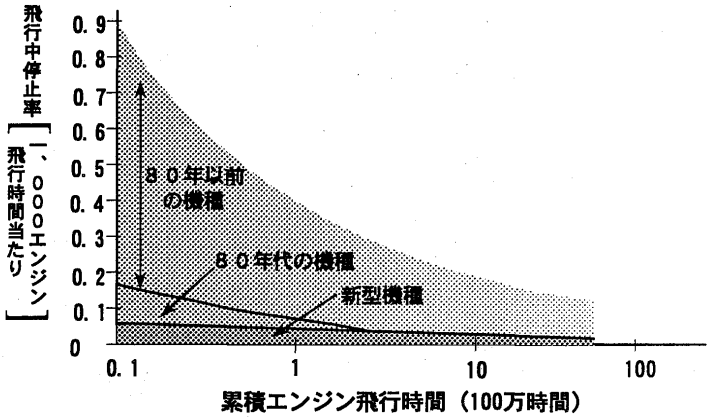


図4 飛行中エンジン停止率の推移

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

(Exteded Twin Engine Operations)が適用される。ＥＴＯＰＳに対応した最新の大型双発機用エンジンの出現は技術力向上と共に信頼性の高い設計が可能になった事、リスクを排除するために綿密かつ充分な実証試験を組み込んだ開発プログラムを適用した事によると言える。

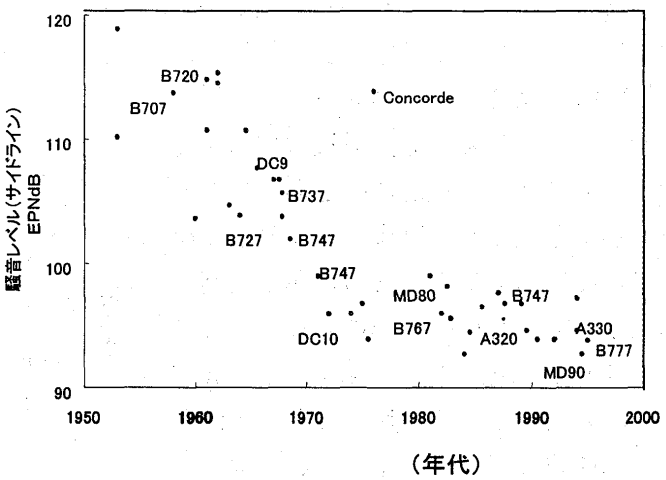


図5 騒音レベルの推移

空港周辺の環境面での要求に対応するため、亜音速民間機については、高バイパス比化によるジェット騒音低減やファン騒音対策が実り、図５に示すように著しい騒音低減が実現されてきた。ファン騒音低減のためには動静翼の枚数比の最適化、動静翼間隔の確保、静翼取付角とストラット形状最適化、静翼を構造部材としてストラットを除去する等の設計がなされている。

日本企業もこのような世界の民間エンジン開発にＲＳＰとして参加している中で技術力向上を図っている一方、日本主導の技術向上プログラム、例えば通産省工業技術院の大型プロジェクト制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発（ＨＹＰＲ)」等で技術開発を行っている。ＨＹＰＲではマッハ５級推進システムのシステム研究と共に、高温化技術、騒音低減技術、高信頼度構造設計技術等が研究され、それらの成果により、ＩＣＡＳ（国際航空科学会議）フォンカルマン賞、ガスタービン学会賞等を受賞することができた。

４．市場の要求と将来へ向けた課題と展望

４．１　今後の民間エンジンの市場

今後の民間用ジェットエンジンの市場予測について述べる。

図６に示すように、過去４０年間、民間航空輸送は年率５～６％の割合で成長してきている。今後２０年間を見てもアジア、太平洋地域を中心に大きな成長が見込まれ、世界平均で年率約５％の成長が続くものと予測されている。米国で発生した同時多発テロは航空業界に影響を与えているが、長期的には、航空機市場の成長基調に変わりはないものと考える。

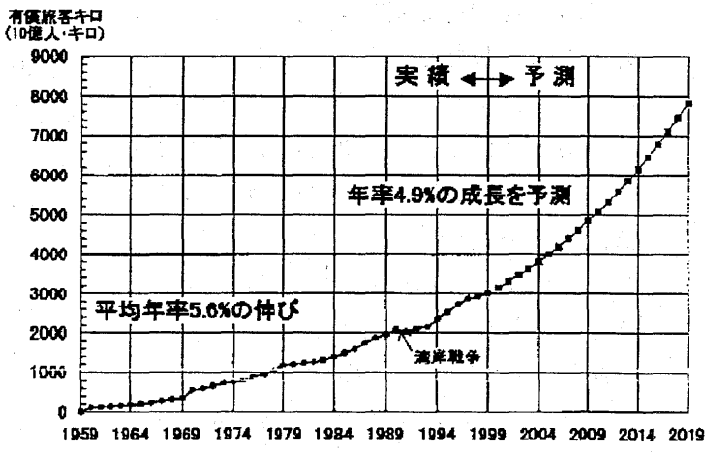


図6 市場の成長

機種別で言えば１２０～１８０席用中型機エンジンは好調であり、リージョナルジェット機エンジンが近年急激に伸び、超大型機Ａ３８０用のエンジン開発も始まり、さらに高速機としてソニッククルーザ用エンジンも検討されている。

今後の民間エンジンは環境への配慮、開発期間の短縮とライフサイクルコストが重要課題と考えられ、以下にこれらについて述べる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

４．２　環境への配慮

ジェットエンジンは石油燃料を燃やし、排気を高速で吹き出すことにより推力を発生させる熱機関であり、これまでも騒音と排気物（ＮＯｘ、CO_2）は常に大きな関心事であった。

航空機の騒音レベルが高バイパス比化の流れとファン騒音低減対策の取り組みで著しく減ったのは前述のとおりであるが、騒音低減の要求はますます厳しくなっている。図７にＩＣＡＯの騒音規制の動向を示す。現行の基準に対し、さらに－１０dBと強化されたChapter４を2006年登録の機体からの適用を提言、各国が法制化に取り組んでいる。これに対応するため、亜音速機においては、更なる高バイパス比化、ファン衝撃波制御、ナセル形状や吸音材改良等の研究が進んでいる。機体やエンジンの軽量化、性能向上が騒音低減に寄与する事も期待されている。

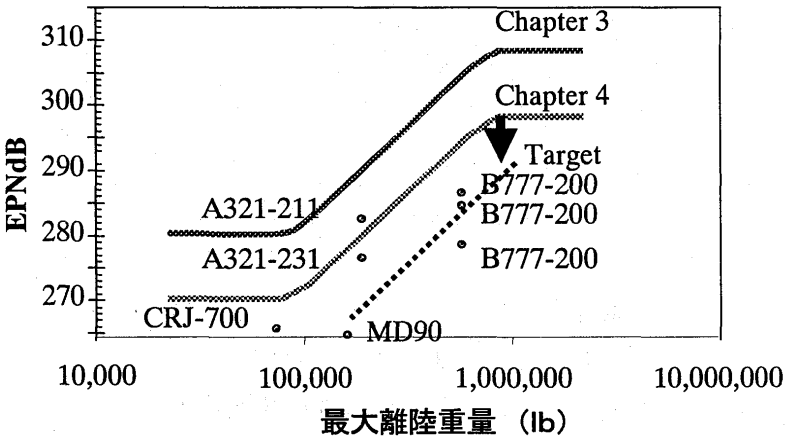


図7　騒音規制（3地点合計）

次世代超音速機（ＳＳＴ）では、空港付近での騒音を亜音速機と同等レベルにすることが製品の成立性の上で大きな課題となっている。ＳＳＴ機では排気ジェット速度が高く、そのままでは規制値を２０dB もオーバーしてしまうため、ミキサーエジェクターノズルによって外部流を導入することで排気速度を下げると同時に排気音を高周波数側にシフトさせ、それを吸音材で低減する方法などが有力で、わが国でも研究が進められている。

ＮＯｘ低減は、図８に示されるようにＩＣＡＯは現行の排出規制ＣＡＥＰ２を更に厳しくしたＣＡＥＰ４の制定を決定しており、将来はより低い規制値が制定される可能性がある。燃焼の高温化はＮＯｘの指数関数的増加につながるので、燃料消費率改善のための高圧力比化と高温化の中でのＮＯｘ抑制が大きな課題である。これを実現するため、一例として希薄均一燃焼により燃焼温度を下げる事が考えられ、希薄予混合予蒸発（ＬＰＰ）燃焼器を信頼性・重量・コスト面でも成立させる事が研究されている。

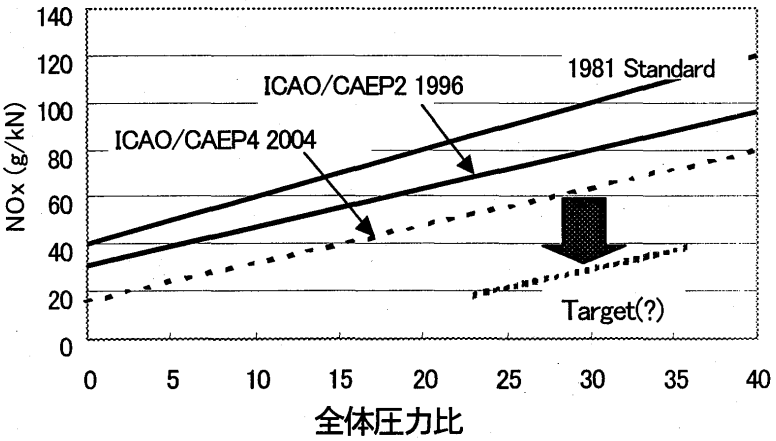


図8　NOxの規制

CO_2の削減には、燃料消費率の低減が重要である。航空エンジンの燃料消費率はエンジンの熱効率と推進効率に反比例する。熱効率はエンジンの全体圧力比とタービン入口温度を上げることでよくなり、圧縮機・タービン等の要素効率の向上も直接熱効率の向上につながる。

これまでの高圧力比化と高温化により熱効率は５０％レベルに達しているが頭打ちの傾向が見られる。この頭打ち現象は高温化によるタービン冷却空気量増大と、高圧力比化によるタービン冷却空気温度の上昇のための更なる冷却空気所要量増大のため、これがサイクル上の損失となって熱効率の向上を妨げる。図９に示すように、現状の冷却技術では全体圧力比４０レベルに最適点が現

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

れる。冷却技術が革新的に向上すれば、あるいは耐熱性の高い複合材料の活用により無冷却タービンが実現すれば、全体圧力比の最適点が高圧側に移動し、燃料消費率は更に低下する。冷却技術あるいは革新材料が重要視される理由である。

エンジン構成要素の効率についても改善努力が続けられているが、各要素の効率はすでに限界に近づいており、要素効率改善よる今後２０年間における燃料消費率改善はせいぜい４～５％と考えられる。

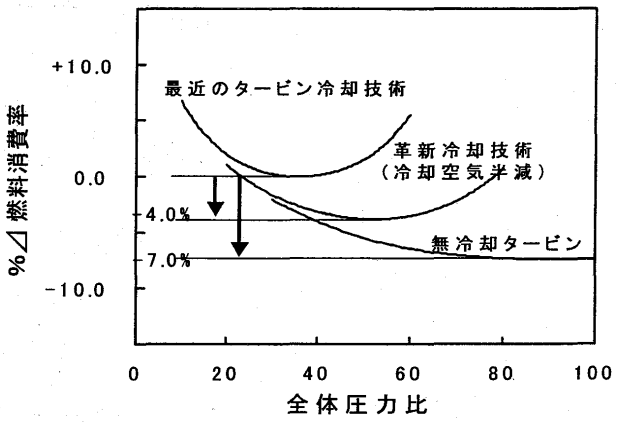


図9 燃料消費率と圧力比

一方、推進効率の向上には排気ジェット速度を下げること、すなわち単位空気流量あたりの推力を小さくすることが必要である。これまでの４０年間、航空エンジンでは高バイパス化によりこれを実現してきた。バイパス比を大きくするとエンジン重量が増加し、前面面積の増加によりカウル抗力も増加するため、運航コストを最小にする最適のバイパス比が存在する。現在の技術レベルでは短中距離機で５～６、長距離機の場合には７～９となっている。このバリヤーのブレークスルーをするためにはファンとカウルの重量軽減が必須で、軽量複合材の全面的採用が期待されている。また、バイパス比が１０を超えると低圧タービンの段数増加を防ぐためにギヤ付きのエンジン形態が、さらに１５を超えるとファンの全作動域での安定作動を維持するために可変機構が必要となると考えられる。

我国においても「環境適合型次世代超音速推進システム技術研究開発（ＥＳＰＲ)」プログラムにて、次世代ＳＳＴ機に要求される厳しい環境適合性と経済性を実現させるための先進技術として、騒音低減、ＮＯｘ低減、CO_2排出抑制が主要研究項目とされている。騒音低減については吸音材の研究、混合促進をはかった低騒音ミキサーエジェクターの研究、ＮＯｘ低減についてはＬＰＰ燃焼器の研究、ＡＩ制御燃焼技術の研究、CO_2排出抑制については、高強度軽量金属複合材料の適用研究や軽量構造化の研究、セラミック複合材料等を高温部に適用する研究、高温部の冷却構造の研究が行なわれている。

４．３　開発期間の短縮

航空エンジンビジネスにおいて開発のスピードが重要視されている。市場のニーズに迅速に対応し確実に事業を展開するため、エンジン開発期間の短縮が図られている。1980 年代にはプログラムローンチから型式証明取得まで５０ヶ月以上かかっていたものが、1990 年代には４０ヶ月台前半となり、現在では３０ヶ月以下を目指すものも出ている。開発期間短縮のためには、実績およびデータに基づいた設計をすること、初期設計段階で十分な解析を行いリスクを徹底的につぶしこむことが重要である。近年は流体力学や構造力学に関する解析技術の進歩が著しく、高精度のシミュレーションが可能になった事がエンジンの性能や耐久性設計の確度を向上させ、開発期間を短縮させている。今後も図１０に示すようなＣＦＤをはじめとするシミュレーションの高度化・大規模化がさらに進むことにより、エンジン概念設計段階での迅速な検討、基本設計での空力・伝熱・構造の連成解析、製造コストの予測等を可能にし、エンジン全体の最適設計が容易になることで、一層の開発期間短縮を実現でき、競争力強化が図れるものと考えられる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

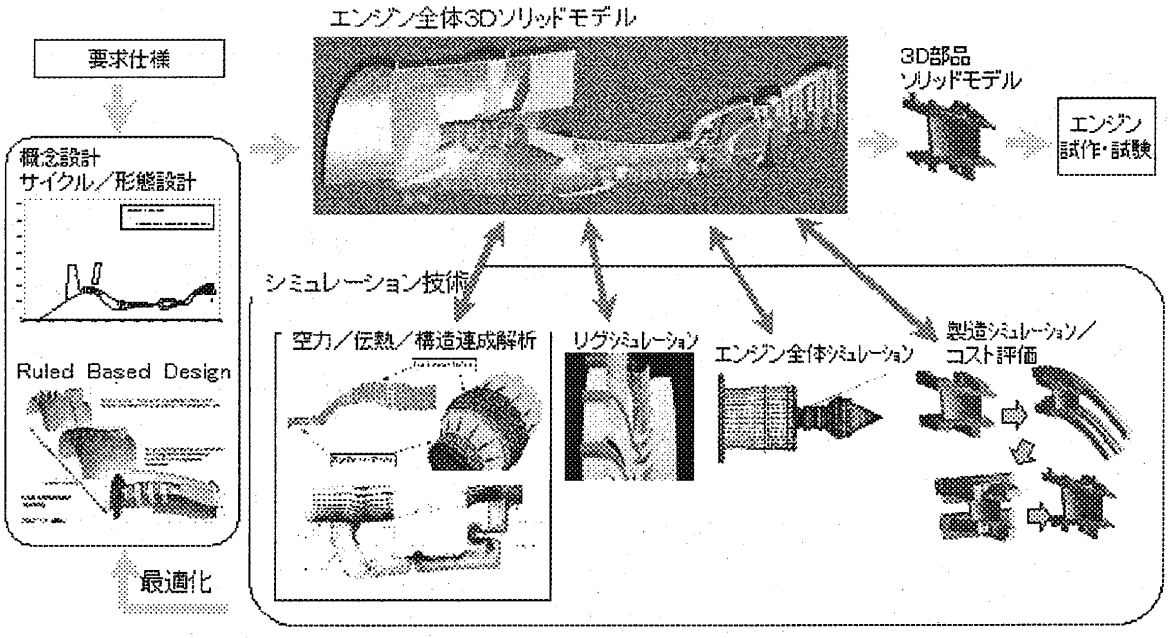


図10 シミュレーションの高度化・大規模化

４．４　ライフサイクルコストの低減

航空輸送が特別なサービスであった時代は過去のものとなり、米国での規制緩和を経て大競争時代に入っている航空産業では、コスト競争力が生き残りの条件となっている。民間航空機の直接運行費は、燃料代を含めてエンジン関連コストが全運行費の３０％程度を占めており、取得費、燃料代、整備コストを合わせた全体コストの最小化が強く求められている。

その手段として、エンジンのアフォーダビリティ［＝性能（含；環境適合性）／全体コスト］という指標に着目し、それを向上させる事を目的とする研究が検討されている。研究内容の一例としては、性能向上による燃料消費率低減を狙った「高性能化」、重量軽減、取得コストおよびメンテナンスコスト削減のための「シンプル化」、低騒音、低ＮＯｘ化のための「環境適合」、きめ細かい性能向上およびメンテナンスコスト低減に必要な故障診断等のための「インテリジェント化」等が考えられている。なお、メンテナンスについては、主要な回転部品や構造部品に有限寿命設計が適用されている航空エンジンではこれを踏まえたメンテナンスプランの適正化がライフサイクルコスト上の大きなポイントとなる。さらに、近年の「産業のサービス化」の動きが重なり、航空エンジンメーカーはもはやエンジンというハードウェアを売るのではなく、サービスすなわち「Power-By-The-Hour」を供給するという姿に向かう傾向がある。これに伴い、エンジン運用データに基づく効率的な整備や寿命設計・寿命評価技術高度化の重要性が増しており、この分野での研究が今後深められると考えられる。

５．むすび

日本の航空エンジン業界は、防衛庁向けエンジンをベースに事業を構築してきたが、中型エンジンＶ２５００プロジェクト以降、超大型エンジンプロジェクト、小型エンジンプロジェクト等の民間エンジン国際共同開発事業に参加することで、ビジネスを成長させることができた。今後、防衛関係で自主開発力を維持、発展させると共に、民間エンジン分野での日本のシェアを拡大し、更には日本主導のプログラムを実現するためには、各種研究開発プログラムを通して、総合的なエンジン技術力を向上させる必要があると考える。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

特別講演

CIMAC大会にみるガスタービン技術の動向

本間　友博（(株)東芝・電力システム社）

1．まえがき

国際燃焼機関会議（以下CIMAC：Conseil International des Machines à Combustion）は，1951年パリで創設されて以来，昨年50周年を迎えた。この間，自動車用を除く機関車用、陸舶用の発電用および舶用推進用の往復動内燃機関ならびにガスタービン(以下GTと略記)を活動対象に，２～３年毎の国際大会と燃焼機関に関するその時点での重要問題を審議する作業グループ活動を国際的に行ってきた。CIMAC大会は，1993年から昨年までに，第20回ロンドン大会から，23回ハンブルグ大会(2001年)まで4回開催された。大会は往復動内燃機関部門とGT部門に大別される。GT部門の論文発表動向を表１に示す。日本は最多発表国で，1/3から1/2を占め，GT部門論文賞をロンドンから３大会連続受賞した。筆者は1998年から3年間CIMAC副会長(技術プログラム担当)を務めさせて頂いた関係もあり，以下，4回の大会に発表された論文から見られる技術の動向を紹介し，ご参考に供したい。

表１　CIMAC大会論文動向(技術分野と国別発表件数)

		1993	1995	1998	2001
	技　術　分　野	ロンドン大会	ｲﾝﾀｰﾗｰｹﾝ大会	ｺﾍﾟﾝﾊｰｹﾞﾝ大会	ハンブルグ大会
1	新機種開発(舶用を除く)	6 (2)	4 (1)　(内ASME論文1)	5 (5)	1 (1)
2	開発技術・設計法		2 (2)	2 (1)	
3	空気力学	3 (1)	1		
4	振動・強度			1	
5	冷却	2 (2)　(内ASME論文1)	1 (1)		
6	燃焼	13 (3)　(内ASME論文2)	4	6 (1)	8 (4)
7	材料・メンテナンス	1 (1)	2		2 (2)
8	コジェネ・コンバインド			1	
9	新システム		3 (1)	1 (1)	1 (1)
10	プラント運用実績	3 (1)	1 (1)		1 (1)
11	舶用ガスタービン			3 (1)	1
12	光学・音響利用技術	2			
13	燃料電池との組合わせ			2 (1)	
14	補機			1	3
15	プラントモニタリング				1
	パネルセッション	GT組込み統合サイクル	高速船推進機関選定	エンジンシステムについての展望	エネルギーと移行性と内燃機関
	論文合計	30 (10)　(内ASME論文3)	18 (6)　(内ASME論文2)	22 (10)	18 (9)
	国 別 論 文 数				
	日本	10　(内ASME論文1)	6	10	9
	ドイツ	7　(内ASME論文1)		5	2
	イギリス	3　(内ASME論文1)	1	2	3
	スイス	2	5　(内ASME論文2)	1	
	オランダ	2	1		1
	スエーデン	2	2	3	2
	ノルウェー	2	1		
	アメリカ	1	1		
	ポーランド／ロシア	1　(発表なし)			
	オーストリア		1		
	スペイン			1	
	フランス				1

備考：論文数のうち日本人著者の論文数を( )内に示す。

2．技術の動向

2.1　最新技術と新機種開発

高効率化を目指す高温化は一貫して進み，冷却技術の洗練化，新材料，耐熱・耐腐食性コーティング

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5.，(東京)

Download service for the GTSJ　via 216.73.216.204, 2025/07/05.

の開発が注力され，増大するNO_Xに対し，より低減効果の大きな対策も必須となり，それらが実用化されて，コジェネレーション(以下コジェネ)用中小型から事業用大型機の新機種が開発されてきた。

ロンドン大会では，1300℃級143MWのV84-3について，低NO_Xバーナ，セラミックタイルの採用による性能達成 (Siemens)，および1MW級の航空転用形GTを適用したコジェネプラントの開発・運転実績(IHI)が報告され，さらにASME招待論文として，先駆的な1500℃級50MW機の蒸気冷却タービン初段静翼，空冷初段動翼単結晶採用などの基本設計概念と新素材開発(東芝)が報告された。

インターラーケン大会では，1500℃級大容量機を目的とした，全面フィルム冷却翼，一方向凝固翼や単結晶翼，遮熱コーティング技術等のキーテクノロジー開発(MHI)が報告され，新機種では，現状の温度を維持しつつ効率向上をはかる，圧力比30 効率37.8%の再熱式大容量機GT24(165MW, 60Hz用)/GT26(240MW, 50Hz用)の開発と複合プラントの報告(ABB(現ALSTOM POWER))や，産業用6MW機M7A-01の開発とコジェネプラントの運転実績(KHI)が報告された。また，わが国ニューサンシャイン計画として進められた300kWセラミックGT CGT301について，破壊確率を一定レベル以下するセラミック動翼の強度設計，ディスクとの締結面に適する緩衝材の選定，および高温回転試験による強度健全性の確認(IHI)が報告され，この論文はGT部門論文賞に選ばれた。

コペンハーゲン大会では，セラミック動翼を装着した金属ディスクの冷却特性に関する研究が発表され，緩衝材の面圧による接触熱抵抗変化を解析モデルに適用しディスク温度推定値と計測値が一致すること(IHI・金沢工大他)が報告された。新機種開発では，圧縮機入口から4段までの静翼を可変とし，蒸気噴射に伴う圧力上昇に対しサージマージンを確保，広い負荷範囲で低NO_x(60ppm:15%O_2換算)を維持し，かつ17%の出力アップを図る，M7A-01 ST型の開発と，熱・電気の負荷バランスを可変にするコジェネプラントの性能等(KHI)が報告された。開発試作として，タービン初段動静翼に遮熱コーティング施行の一方向凝固材や単結晶材を適用，水噴射でNO_X 30ppm(15%O_2換算)の燃焼器装備の1250℃級灯油焚き15MW機の3000時間実証運転(東芝)，コンパクト化と低コストを主眼に，遠心圧縮機とラジアルタービン各1段で構成される非常用500kWの小型ラジアルGT開発と200時間の実証運転(新潟鉄工)，空冷翼段数とタービン段数を最小化するタービン入口温度，圧力比を設計点に，ガス燃料にはﾀﾞﾌﾞﾙｽﾜｰﾗ予混合式低NO_x燃焼器(NOx20ppm:16%O_2換算)，液体燃料には予混合・予蒸発式燃焼器(NOx30ppm)を装備する2MW級IM270開発とコジェネシステム(IHI)，さらに世界初の1500℃級254MWの大形機501G型の開発・特長・自家発複合サイクル実証設備での運転実積(MHI)が発表された。圧縮機に高マッハ数用CDA，MCAを適用，蒸気冷却式乾式低NO_X燃焼器を採用，タービン翼は全面フィルム冷却等で冷却性能を向上し，一方向凝固翼や新開発材および遮熱コーテイングを適用，完全3次元設計による空力性能向上が盛込まれ，実証運転により性能，各部メタル温度，振動特性，排気排出物等が確認されたことが報告され，この論文はGT部門論文賞に選ばれた。また，空力計算と構造計算を複合したツールでﾊﾞｰﾁｪﾙｴﾝｼﾞﾝを作成，各種の非定常エンジン特性をシミュレートし，軽量化の要求と空力非定常問題対応を考慮する最新の回転機械設計法(MTU)が報告された。

ハンブルグ大会では，2000ｋWの貯気式GT(IHI)が報告された。夜間電力を利用し10時間かけて炭坑跡の地下450mのタンク内に貯気し，昼間に2時間の発電運転を行うものである。

2.2　空力・冷却技術，振動・強度，

空力関係では，ロンドン大会でワイドコード翼を初段に採用し部分負荷特性とサージマージンを改良した中型圧縮機の開発(KHI)，ドイツのAG-TURBOプロジェクトによるV84.3用圧縮機の非定常翼面圧力の空力特性(Siemens)，高温高性能化の為，タービン冷却動静翼の冷却空気最適化設計をめざす非粘性流動解析や準三次元粘性流動解析コードを使用した初段翼のインシデンス角によるプロファイル損失変化の解析と実験の精度比較，ならびに初段静翼を対象にした完全三次元粘性流動解析と環状翼列試験の精度

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

比較(MHI)が，さらに数種の乱流モデルの異なる圧力勾配と曲率での比較から，K-εモデルとNorris & Reynoldsの壁近傍一方程式モデルを組合せた２層流乱流モデルの有効性(Chalmers大)等が報告された。

冷却関係では高温化を支えるアドバンス冷却技術の基礎的な解析・試験に関する報告が行われてきた。ロンドン大会では，タービン翼内面の乱流促進リブの熱伝達率改良と冷却流路設計の最適化の詳細な実験の結果V形スタガードリブのピッチ／リブ高さ＝5が伝熱促進効果が大きいとの報告(日立)があり，これはGT部門論文賞に選ばれた。インターラーケン大会ではﾘﾀｰﾝﾌﾛｰ型蒸気冷却タービン動翼の冷却性能に及ぼす湿り度の影響につき，ガス温度1200℃，冷却蒸気比2%，湿り0－10%の解析結果(IHI)が報告された。

振動・強度関係については，インターラーケン大会で，VOLFALフラッター解析コードを用い，ファンブレードのフラッタ挙動に及ぼすインシデンスの影響，入口端カットバックとスパンシュラウド角度の変更による防止効果(Chalmers大)が報告され，コペンハーゲン大会では，タービン動翼プラットホームに装着される摩擦ダンパによる動翼振動の制振効果に関しV84.3型のタービン4段ディスクを対象に解析し，ダンパー質量の最適化で動翼先端の変異を大幅に減少でき，動翼固有振動数がばらつくと先端の応答に共振領域が複数現れ，振幅もばらつく結果(ハノーバ大・Siemens)が報告された。

2.3　燃焼器・燃焼技術

環境問題の対応から燃焼器関係の論文数は毎回多く，高温化と共に水・蒸気噴射無しの乾式低NO_x技術開発が主に行われ，ガス燃料予混合燃焼方式の低NO_x化技術が小型から大型まで実用化された。最近は液体燃料の予混合燃焼研究や重油燃焼特性や低発熱量バイオガス燃焼など新燃料への対応も進んでいる。

ロンドン大会ではASME招待論文を含め13篇が報告された。液体／ガスのデュアル燃料用EVバーナを装備し，ガス燃料には予混合燃焼，液体燃料には水噴射で対応する中型向け缶形と中型から大型向けのアニュラー形低NO_x燃焼器を開発，ガス燃料焚き21MW機でNO_x 20ppm達成(ABB)や，10MW機用にﾊｲﾌﾞﾘｯﾄﾞﾊﾞｰﾅを適用し従来の1/10の14ppmの実現(MAN & Siemens)，ラジアルスワラーを持つ2個の予混合ノズルにより燃料配分・温度分布を均一化する予混合式燃焼器(東京ガス)，希薄拡散／予混合の２段燃焼バーナを６個持ち，負荷に応じて使用バーナ数を増減させる1MW用一缶形低NO_x燃焼器の実機運転結果(三井造船)，さらに低NO_x化と小型軽量化を目的とするJaggy Fire ball(JAFI)方式のユニークなボイラ構造を取り入れたガスタービン燃焼器(大阪大)の発表や，予混合燃焼で発生しやすい振動燃焼防止のための音響モデルの解析と実験比較(アーヘン工科大)，さらに渦拡散を持つK-εモデルによる燃焼器内部流れ・温度分布の三次元数値解析(ノルウェー大)等，多彩な報告がなされた。

インターラーケン大会では，GEのMS6001B用DLNCの開発と84%NO_x低減の実績報告(SINTEF)，EVバーナの小スケール乱流燃焼と急速な化学反応の複雑な燃焼現象の数値解析と大気圧燃焼試験の比較(ABB)や，噴霧流動とガス流れを別に解析し，乱流化学反応モデルや複雑な各種化学反応モデルを考慮した，希薄予混合予蒸発形燃焼器の混合・フラッシュバックの数値解析(Chalmers大)など高度な解析技術，および前回に続きJAFI方式燃焼器の冷媒にナトリウムを利用した新提案(大阪大)が発表され，4－10MWのSolar社GTの希薄予混合乾式低エミッション燃焼器の25ppmの運転実績も報告された。

コペンハーゲン大会では，乱流エネルギー散逸率方程式の散逸項にリチャードソン数を考慮した時間平均乱流モデルに，新たな燃焼モデルTurbulent Flame Speed Closure Modelを組合せての旋回流を伴う予混合燃焼器の数値解析(Chalmers大)と，一次元層流予混合火炎帯中の温度分布を単純関数で近似し，乱れおよび火炎伸長に伴う消炎効果を考慮する汎用性高い層流予混合燃焼モデルの提案と，Large Eddy Simulationモデルを用いた保炎器廻りの乱流予混合火炎解析と実測による検証結果(日立)の2件が報告された。新型燃焼器開発では，GT35(17MW)用にEVバーナー出口に円筒部分を設け燃料油の予蒸発・予混合距離を長くした，液体燃料にも適用可能(NO_x60ppm)なAdvance EVバーナーの開発と，それを使いステー

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

ジング燃料制御を行う缶型燃焼器(ABB)，さらに，旋回流パイロット火炎に燃焼器ライナの外側に装着の複数の予混合ダクトから3段に分けた予混合気を供給する構造で，1300℃級実機の定格時NO_x 30ppm以下を達成する予混合燃焼器(東芝)や，従来の予混合器内の燃料供給管を旋回羽根に内臓し，逆火防止のため予混合燃料と空気の混合時間を最小化させた改良で，NO_xは109MW級で10ppm以下，156MW機で25ppmの達成(Siemens)や，低カロリーガス燃料用の燃焼器開発(EGT)等が報告された。

ハンブルグ大会では，CIMACのWG6“GT Emissions Regulation”のガスタービン排気に関する各国の現在および将来における排気規制値のデータベース構築状況が報告された。また，芳香族分を多く含む燃料について40MW実機による水噴射，燃焼触媒の添加や天然ガスとの混焼など排ガス制御の燃焼試験結果，およびベンゼン燃焼を考慮した拡散反応器モデル解析による排気特性予測と実測との比較(GE Power)や，高圧縮比の灯油焚き予蒸発混合燃焼器で，逆火防止のためセンタースワラを無くした気流噴射弁を開発，モデル燃焼器による実機条件1300℃での試験で従来型に対しNO_xを60%低減，さらに予混合気の燃料濃度不均一性を考慮したNO_x排出予測解析と実験の比較(IHI)が，また，サイロ型燃焼器用バーナをアニュラー型燃焼器用ハイブリッドバーナに改良して発生した高レベル燃焼振動対策として，燃焼の遅延時間をずらすための円筒をバーナ出口に設置して振動抑制に成功，バーナ24本の内20本を円筒付きとした実機V84.3で振動抑制と７％の出力増加，ならびに22ppmから15ppmへのNO_x低減の実現(Siemens)等が報告された。先進的なものとして，プラント効率向上とNO_x低減を目的に余剰窒素を燃焼器に注入する酸素吹きIGCCで得られる，燃焼速度が天然ガスの6倍速い中発熱量燃料ガス用に，燃料ガスと窒素，空気と窒素が交互に噴射される燃料ノズルを持つ実スケールライナーでの大気圧燃焼試験結果(電中研・東芝)，およびわが国のCO_2回収PJで開発中のメタン・酸素焚き燃焼器で，メタンと酸素を均一に混合する多孔同軸噴流型ノズルを開発，大気圧燃焼試験で良好な燃焼特性実現(日立)が報告された。さらに通常の燃焼器では燃焼できない低発熱量(4～7MJ/Nm3)バイオマスガス化燃料が，２種類のPd担持触媒を使った触媒燃焼器により触媒入口温度385～390Kで着火，950K以上ではH2は完全燃焼するが，未燃COは1100Kでも1200ppmあり，今後触媒層を増加する対策予定(スエーデン王立大)が報告された。

2.4　材料・メンテナンス技術

1300℃級高温GTの運転時間の蓄積と共に高温部品寿命予測技術の重要性が認識されユーザとの共同研究も進められ，稼動率を上げるメインテナンス技術として注目されてきた。

メンテナンス技術は，ロンドン大会でタービン静翼有効部の亀裂分布予測と検査結果の比較から，実機の亀裂長さ分布の統計的予測が可能な，亀裂発生複合因子を考慮した複合損傷シミュレーション解析手法の確立(東芝)が報告され，インターラーケン大会では，非線形解析を用いたガス通路部の解析で要素性能変化を早期把握し，十分早い時期に必要部品の手配を行う，GT診断とデータ収集・処理法(ｸﾗﾝﾌｨｰﾙﾄﾞ大)が発表され，ハンブルグ大会では，さらに実機の状態解析と連動し修正する，材料劣化解析技術，実機部品損傷解析技術，異なる運転モードでの寿命予測をするシミュレーション解析技術の3つからなる，コンデションベース寿命解析手法が事例を含め紹介(東芝)された。

材料については，ハンブルグ大会で，Cannon Muskegon社開発の単結晶材CMSX-11Cが，900と1050℃の重油燃焼バーナリグ試験の結果，高温耐食性は従来材IN792Hf，Rene'80Hと同等で，第一，第二世代単結晶材のCMSX-2，CMSX-4より優れ，クリープ特性もCMSX-2と同等で，この合金の適用により50℃のメタル温度上昇が可能(KHI)と報告された。

2.5　コジェネレーション・複合サイクル

ロンドン大会では航空転用形GTを利用した熱併給プラントのライフサイクルコスト(GE)，IM5000STIGプラントの運転実績と展望(明電舎)，インターラーケン大会でJR東日本川崎複合サイクルプラントの1号

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

機141MWと2号機187MWの計画と実績(日立・JR東日本)が報告された。コペンハーゲン大会では，電力需要にはガス機関とGTでの発電と買電，熱需要には貯蔵した温水熱源と補助ボイラを使い，熱と電力の時間的に変動する需要に応じ，且つ，如何に低コストの運転をするかの検討結果(セビリヤ大)や，可変速マイクロタービンを使い出力3kWから50kW，熱利用率は80～90%が可能という小形のコジェネシステム(NESA A/S 他)が紹介され，ハンブルク大会では，化学プラント向けにM7A型6.5MW GT3台と6.5MW蒸気タービン1台からなる26MW複合サイクルを組込んだコジェネプラントの仕様と運転実績(KHI)が紹介された。

2.6　ガスタービン新システム

地球温暖化防止を目的に熱効率向上とCO_2除去を目指す新サイクルシステムが各種発表されてきた。

ロンドン大会では中間冷却・再生・再熱式でタービン入口900℃出力1.3MW効率43%(LHV)のヘロンタービンが発表され，インターラーケン大会では，これに燃料電池を組込む種々の組合せを最適化すれば，1.4MW，68%が達成可能との試算(Heron Energy他)が報告された。さらにメタン・酸素燃焼の熱効率63%(LHV)が期待されるGRAZサイクル提案(Graz大)が発表された。図２にサイクル構成を示す。メタンと酸素の等量燃焼によるCO_2とH_2Oの混合媒体を循環作動流体とするタービン入口条件50ata 1440℃のBraytonサイクルと，タービン出口で作動流体を一部抽気し蒸気タービンサイクルで仕事をした後，復水器で蒸気は復水し，CO_2は抽気圧縮され系外に抽出され，水は再び昇圧され熱交換器で蒸発し，蒸気圧縮機で圧縮されて燃焼器に供給されるシステムである。

コペンハーゲン大会では，燃料電池とGTの組合せにつき2編が報告された。チューブラ形SOFCとGTの複合システムについて様々な構成で検討，高圧タービンのトッピング位置，および高圧，低圧タービンの間にSOFCを配置し出力200kW，効率72.4%(LHV)，熱供給も含む総合効率85.1%が可能との報告(ルント工科大)，およびMCFCモジュールと既存GTとの複合システムを検討し，2,000kW級ガスタービンと組合せて電気出力7,000kW，送電端効率53.6%(HHV)，1300℃級大形機と組合せれば送電端効率は61.1%が得られ，CO_2もアノード排ガス中に90%濃度で溜まり液化分離が容易でCO_2回収動力が少なく，同容量のLNG火力プラントとMCFCプラントを併設しLNG火力の排気をMCFCに導きCO_2回収を行わせると，出力当たりのCO_2排出量はMCFCのCO_2排出量はゼロで，合計での出力当たりのCO_2排出量は1/5に減少との試算結果(IHI)が報告された。

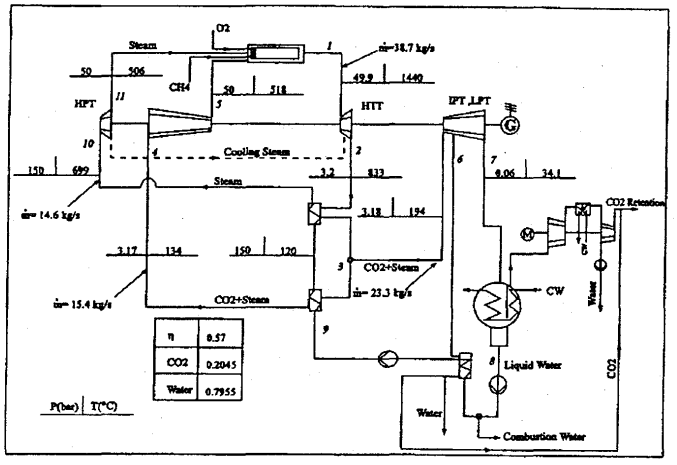


図１　CH_4 / O_2 Fired Graz Cycleの構成

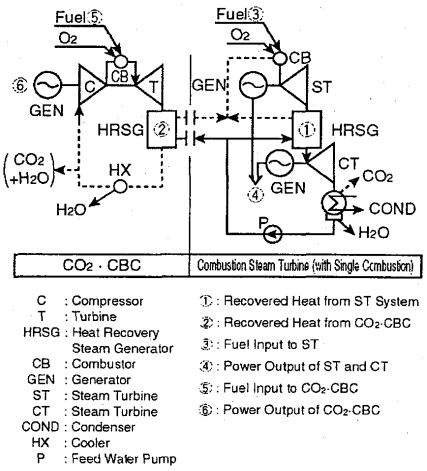


図２　C O_2 / H_2O Hybrid Systemの構成

ハンブルグ大会では、天然ガスと酸素を等量燃焼させ，CO_2とH_2O混合ガス(CO_2/H_2O =56.5/43.5%)を作動媒体とする1,350℃Braytonサイクル(CO_2 -CBC)と，同じく天然ガスと酸素を等量燃焼させるRankinサイクル(燃焼蒸気タービンサイクル)を組合わせ，図2にシステム構成を示す新しい閉サイクル複合システム

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

(MHI)が発表された。両サイクルは，CO_2-CBC の排熱回収発生蒸気がRankinサイクルに供給され，蒸気系統を介し連結されている。CO_2-CBCではタービン排気は排熱回収蒸気発生器と冷却器で冷却された後，必要量抽気され，圧縮器に戻される。冷却器でH_2Oの一部が復水除去され，圧縮機前で抽出されたガスも，残るH_2Oは復水化，CO_2は分離回収され，等量燃焼で発生する量が系外に抽出される。Rankinサイクルでは CO2-CBC側からの蒸気を，燃焼器で加熱し，1350℃，34.3MPaで超臨界タービンに供給され，その排気は出口の排熱回収蒸気発生器で温度制御され，低圧タービンに供給される。排熱回収で発生する蒸気は CO2-CBCからの蒸気に合流する。低圧タービン出口の復水器で燃焼相当量のH_2OとCO_2が抽出除去される。低圧タービン前での再熱燃焼サイクルも検討され，結論は，ゼロエミッションでかつ従来の複合サイクルよりも高い効率が達成可能で，複合サイクルも蒸気系を1350℃・34.3Mpaの燃焼サイクルとする場合，補機動力を考慮後の効率49.7%，比出力0.372MW/(t/h)で，1350℃・34.3Mpa /1700℃・4.2MPaの再熱燃焼サイクルでは，有効効率55.9%(HHV)，比出力0.929MW/(t/h)となるとしている。

2.7　舶用ガスタービン

コペンハーゲン大会では，世界を航行する舶用GTの大気条件(温度・湿度)の性能への影響解析結果(ニューキャスル大)や船舶用MFT-8型を利用した各種サイクル計算により船舶用として最適なサイクル検討を行い，中間冷却再生サイクルが最適との検討結果(MHI)，さらに航空用に開発されたGT35(17MW)型の舶用への転用と運転に伴う問題とその解決の実績(ABB)が報告された。

ハンブルグ大会では，RR社のRB211最新Trent型のエンジンコンポーネントをベースに効率向上を目指し米英仏3国共同で開発された，艦艇用GT WR-21(21.7MW) (Royal Navy, RR)が報告された。これは中間冷却器と再生器を有する3軸構造のGTで，2000年初めに資格認定を取り英国海軍の45型駆逐艦に採用された。一方，英国海軍から，将来の環境規制に備え，艦艇用の発電用ディーゼルに代わるGT発電機の開発を開始，再生サイクルの1850kW，1段遠心圧縮機(圧力比8)，2段軸流タービン，タービン入口温度1,278K，低エミッション燃焼器等の仕様と2003年初号機完成の予定が紹介され，また，オランダ海軍からは艦艇用主機と発電機緒元を艦艇設計初期段階で検討できるｼﾐｭﾚｰｼｮﾝﾂｰﾙとNO_X推定モデルを開発し，各種ケースを評価，電気推進船の原動機は1機のGTと3機のディーゼルの組合せが最適等が報告された。

2.8 補機関係

コペンハーゲン大会で，歯車部を2重ケーシング化し内部を真空85%に保持し空力損失を低減化し，補機動力を除く正味効率で1%の性能向上が達成された高効率減速装置の開発と運転実績(MAAG)が報告され，ハンブルグ大会では，ゴミ焼却から単純サイクルGTの排気温200～550℃の温度幅に対し各温度範囲に適する3種類のSINOX触媒により目的に応じたSCR脱硝装置の仕様と実績の紹介(Siemens)が行われた。

3．　おわりに

CIMACのGT部門は欧州と日本を中心に活動されてきたがASME・IGTIが隔年毎に欧州で国際会議を開催し，そちらの方に論文が流れる為か，CIMAC GT部門への論文数は減少の傾向にある。しかし，実機適用の実用性を重視し地道な研究成果や運転結果が報告されてきており今後もその傾向は続くであろう。

2004年6月には27年振りに日本で第24回CIMAC京都大会が開催される。皆様の絶大なるご支援ご協力を切にお願いする次第である。なお，各論文リスト掲載は省かせて戴いたが，下記4文献は各大会報告を纏めており，今回の超要約作成に大いに参考にさせて頂いた事を記し感謝の意を表します。

1)　特集「第20回CIMACロンドン大会報告」p9-59,「内燃機関」(1993.11),Vol.32 No.409

2)　特集「第21回CIMACインターラーケン大会報告」p9-67,「内燃機関」(1995.11),Vol.34 No.434

3)　日内連技報(第1号)「第22回CIMACコペンハーゲン大会およびCIMACツアー報告」1998.11発行

4)　日内連技報(第2号)「第23回CIMACハンブルグ大会報告」2001.11発行

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

特別講演

電気事業から期待するガスタービン

楢崎　ゆう（東京電力㈱）

1．はじめに

我が国の電気事業において，ガスタービン発電設備が初めて導入されてから 30 年以上が経過した。導入当初のガスタービン入口温度は 800℃程度であり，熱効率が極めて低かったため，非常用／ピーク電源としての用途に限られていた。その後，ガスタービン高温化技術の進展により効率が大幅に改善され，1,100℃級，さらには 1,300℃級コンバインドサイクルとして急速に導入が進んだ。今日では，ベース／ミドル電源として，ＬＮＧ焚き火力発電の主流を成すにまで至っている。本稿では，電気事業におけるガスタービン発電の経緯を総括するとともに，今後のガスタービン技術へ寄せる期待について述べる。

2．電気事業におけるガスタービン発電の変遷

我が国の電気事業における最初のガスタービン発電設備は，昭和 40 年代初めに遡る。当時は年間 10%台という急激な勢いでピーク電力需要が伸びており，建設期間の短いガスタービン発電が相当数建設された。ガスタービン発電は，急速起動・停止が可能であり，負荷調整機能に富んでいるが，当時のガスタービン入口ガス温度は 800℃程度であり，単体熱効率は 20%（燃料低位発熱量基準；以下同様）程度と極めて低かった。さらに，高温部品の信頼性の面でも十分に満足できるものではなく，非常用もしくはピーク用電源としての用途に限られていた。

昭和 50 年代に入り，材料技術の進展もあり，信頼性も改善され，タービン入口ガス温度 1,100℃級，出力 7～10 万ｋW，単体効率 30%前後の発電用大型ガスタービンが開発された。タービン排ガスも 500℃程度まで高温化することから，この排熱を回収するコンバインドサイクル発電への関心が高まった。一方，当時の汽力発電は，再熱・再生サイクルの採用，超臨界圧プラントの導入，ユニットの大容量化により，その熱効率は既に 44%前後にまで達していた。しかし，ボイラー，タービンの金属材料の高温域における強度上の制約から，蒸気タービンの入口蒸気条件は，24MPa・566℃級が実用的，経済的に最適なものと考えられていた。このような中で，1,100℃級コンバインドサイクル発電は，熱効率を約 47%にまで改善するものとして期待され，1970 年代から，欧米を中心に多数導入された。我が国においては，昭和 59 年の東北電力㈱東新潟 3 号系列（109 万 kW），昭和 60 年の東京電力㈱富津 1・2 号系列（200 万 kW）の導入が，ベース／ミドル電源としての，本格的コンバインドサイクル発電時代の幕開けとなった。

その後，高温部品材料，冷却システム，翼コーティングの開発や，低ＮＯｘ燃焼器の開発が進み，タービン入口温度をさらに 1,300℃級まで上昇させた高効率ガスタービンが開発された。ガスタービン単機出力についても，50Hz 機で 23 万 kW 程度と大容量化され，スケールメリットとスペースファクターが大幅に改善された。平成に入ると，電力需要が大幅に増加し，平成 5 年頃から 1,300℃級コンバインドサイクル発電が順次導入されている。これまでに，国内総計 60 基以上（ガスタービン台数），総出力約 2,100 万 kW の設備が運転開始している。当社においては，平成 8 年の横浜火力 7・8 号系列（280 万ｋ

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

W）を初めとして，昨年 7 月に運転開始した富津火力 3 号系列（系列出力 152 万 kW のうち 76 万 kW が運開済）まで，合計 720 万 kW の 1,300℃級コンバインドサイクル発電が稼働している。また，熱効率については 55％以上を達成している。当社において，コンバインドサイクル発電の容量合計は，ＬＮＧ焚発電の４割以上を占めるにまで至っている。

３．今後のガスタービン技術に期待すること

日本経済の不況長期化，電力自由化の進展等の状況下においては，電気事業者としてガスタービン技術に期待することは以下の通りである。

第一には，更なる高温化，高効率化の技術開発である。熱効率 60%，単機出力 50 万 kW を達成する 1,500℃級コンバインドサイクルについては，既に商用化されている。当社でも平成 19 年からの導入を決定しており，本技術の成熟に期待する。特に，ガスタービン蒸気冷却系の信頼性や，高温部品の寿命向上及び補修方法等の保全技術について，一層の知見の充実を期待するところである。

第二には，高効率な中容量ガスタービンの開発である。需要動向が不透明な状況においては，必要に応じて，短期間かつ段階的に，容量を追加できる柔軟な選択肢を持つことも重要と考えている。一案として，十万 kW 規模のシンプルガスタービンが挙げられる。熱効率については，中小汽力発電並の達成が一つの目処となると思われる。経年火力のリプレース等，需要に合わせて短期に建設可能な高効率シンプルガスタービンの将来性は大いにあると考えられる。

第三には，既存のガスタービンに関わる信頼性向上である。今後のコンバインドサイクル発電は，需給調整電源として，起動停止の頻度が高くなり，高温部品のストレスに繋がる運用が増加すると想定される。従って，低サイクル疲労強度の向上等が一層重要な課題となるであろう。また，燃焼器については，燃焼振動対策が大きな課題であるが，設計段階での予測・対策を可能とするような燃焼器ラボ試験手法や，数値解析手法の開発が望まれる。

最後になるが，分散型電源として市場に投入されているマイクロガスタービン（ＭＧＴ）については，熱効率が 24%～28％程度と低く，経済性の問題もあり，導入が加速する状況にはないと認識している。環境性に優れた小規模分散型電源として，燃料電池とともにＭＧＴは，将来的可能性を内在している技術であると考えられるが，今後の普及のためには，ガスエンジンやディーゼルエンジン並みの効率向上と，数十ｋＷから数百ｋＷ規模の用途に合わせた多様な機種の開発を図り，ディーゼル発電に匹敵する経済性が必要であろう。

４．おわりに

この 30 年間のガスタービン技術の発展にはめざましいものがあった。今後も，電気事業における高効率発電の主流として重要な役割を担い続けることであろう。引き続き，更なる高効率化，信頼性向上に向けて，活発な研究開発を期待する。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

特別講演

電気事業法におけるガスタービンの役割

経済産業省　原子力安全・保安院
電力安全課長　福島　章

1．電気事業を巡る情勢

我が国エネルギー施策の目標は、「環境保全や効率化の要請に対応しつつ、エネルギーの安定供給を実現する」こと。この基本方針のもと、電気事業についても、地球温暖化防止のための二酸化炭素排出量を抑制と、自由化・規制緩和を通じた一層の効率化を同時に図るための取り組みが必要とされており、以下に係る事象に関連して、電気事業法においても必要な対応を図っている。

- ○ 我が国のエネルギー需給
- ○ 一次エネルギー供給の構成比の推移
- ○ 最終エネルギー消費の推移
- ○ エネルギー起源のCO2排出量
- ○ 2010年度の石油代替エネルギーの供給目標

経済産業省では、従来から3E政策を掲げているところであり、電気事業法はその実効的法令の一つとしての役割を担うものである。

2．環境保全

環境保全の観点から、電力供給にあたって、従来の石油・石炭から、天然ガスや原子力、新エネルギーをより一層活用していくことが重要である。なかでも、天然ガスを燃料とするガスタービン発電は、経済コストなどの面から分散型電源として現実的な発電設備であるばかりでなく、コージェネレーション化による高効率化により環境への負荷低減が実現できるものである。

一方、老朽化した石油や石炭火力設備をLNG火力設備やガスタービン発電等へ転換する、いわゆる「燃料転換」も必要とされているなど、環境保全の面からガス燃料燃焼発電設備への役割は大きい。

- ○ 温室効果ガスの削減
- ○ 需要サイドの新エネルギー普及目標

3．規制の合理化

(1)電気事業規制緩和

平成7年及び平成11年の電気事業法改正により、電力の一部自由化がなされ、他業種から電力市場への参入により、市場の活性化がなされている。

経済性の観点からは、石炭火力発電も有力な発電方法であるが、今後想定される特定規模電気事業者は、オンサイト発電の形態をとることが予想され、ガスタービン発電を採用する可能性が大きく、効率向上の観点からも、ガスタービンに対する期待は高い。

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)
Download service for the GTSJ　Via 216.73.216.204, 2025/07/05.

○ 卸供給
○ 特定供給
○ 特定規模電気事業

(2)保安体制合理化

我が国エネルギー施策の目標を達成するにあたり、ガスタービン発電は重要な位置を占めるが、発電設備としての安全確保が前提となる。原子力安全・保安院では発電に係る安全の確保のため、電気事業法に基づき、保安に係る規制を行っているが、技術進歩や社会環境の変化に応じ、過剰な規制とならないよう規制の見直しを行っている。

○ 技術基準の規制性能化
○ 監視方式の緩和
○ 定期自主検査の対象縮小
○ マイクロガスタービンに係る規制緩和

4. むすび

電気事業法に基づく保安規制は、技術進歩や社会情勢の変化に応じて適切に検討されるべきものである。もとより目的は電気保安であるが、これを社会情勢等に応じたものとすることにより、結果としてガスタービン等分散型電源の導入促進にもつながる。これまで、数度にわたり保安規制の見直しが議論され、現在、総合資源エネルギー調査会・電力安全小委員会においても議論されているが、その主要な論点は、自主保安、自己責任及び民間事業者の取り組みを踏まえた保安規制の緩和である。

したがって、今後更なる普及を図るにあたり、民間事業者等における保安に向けた積極的な取り組みは不可欠であることから、関係者の方々においては、より一層の取り組みを期待したい。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－1

FJRの開発に関連して考える

＊ 松 木 正 勝（日本工業大学）

1．はじめに

技術の伝承と言う場合これには狭義と広義の二つの面がある。狭義では現在までに到達した技術の内容を維持し伝えて行くことであり、広義では、前者を含み技術が現在までに到達した過程において考えられた思想の様なもので、将来の発展の為の道案内とも言うべきものである。

前者は現在の社会に存在し使用されているもの総てを支えている技術に関するもので、基礎となるものである。これらは書かれたもの、図面、などによって多く伝えられているが、またこれらを利用して 物を作るための人材によって維持されている。現在これらの資料を理解し使用出来る人材が減って来ていることが心配されている。

また伝承と言えば、伊勢の皇大神宮の式年遷宮、人間国宝、錦帯橋の架け替え、たたら製鉄による日本刀の製作、自動巻き機械式時計の復活、博物館における動態保存の流れの拡大、などが典型的に示すように、技術と言うよりアートとも言われる分野で多くの価値を生んでいるがこれらの場合も、物を作り、動かす為にはこれを支える人材は現状を維持する上でも創造力が必要でその育成が問題となっている。

広義の意味での伝承は狭義を含み現存する技術に到達するまでの思想やプロセスを含んだ意味で、将来の発展の参考となるものであり、これを受け取る人材の能力に依存することになる。

2．伝承と人材

狭義の伝承においては不十分な数値化、貧弱な記録媒体の為、表現されて伝えられたもののみでは十分には伝えられず、受け取る人材側の自発的な能力と創造力が必要であり、昔から師弟や職人の社会で「ぬすむ」と言われている部分である。

現在は技術の数値化、図面化、コンピュータ化により伝えられる範囲は拡大しているが、それは表通りの成功の記録であり、裏通りの失敗の記録は殆ど残されていない。従って受け継ぐ人が裏通りに迷い込んでしまうことが間々ある。

表通りの技術で現在の製品を製造することは出来るが、社会環境は常に変化しており、それに対応した変更が必要となるが、それには裏通りを知っている人材がいなければ対応出来ず現在の製品さえも製造できなくなる。

世界は日々進歩を続けており、これに対応するにはそれ以上の進歩を遂げる必要がある。これは未知の領域に踏み込むことであり、前例の無い世界をどう進むかということになる。これには未知の領域に踏み込んだ経験のある人材が必要になる。つまり個々の技術を伝承するのみならず、その元にある進歩を支えたものは人材ということであり、これは多く経験させ自得させる以外に無い。

従って継続して開発プロジェクトを実行することが必要である。

3．熱意とニーズとシーズ

1955 年に 10 年後に世界のレベルに追い付くことを目標に航空技術研究所が設立された。当時エンジンでは JO-1 に引きつづき J3 が、機体では YS11 が開発されつつあり、またエンジンのライセンス生産が始められていた。第２次大戦後 10 年であり、航空関係者も多く航空工業の再起を求める熱意があった。

航空技術研究所ではこれらの国家プロジェクトを支援する為の研究試験設備整備および基礎研究

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

を進めた。エンジン関係では空気源を中心に、高空性能試験が可能な圧縮機試験設備、タービン試験設備、実物燃焼器試験設備、燃焼器の高空性能試験設備、高速翼列試験設備、高速軸受試験設備、ホットスピンテスターを始めとした構造強度試験設備などの整備を進めると共に、ジェットエンジンの基礎的エンジン要素の研究をも進め、国家プロジェクトの完成に寄与した。

この間の活動によりシーズ的成果が蓄積し、研究の一層の発展の為には、実機の試作と運転により実機に起こる問題点を摘出する必要性が感じられた。そこで創立から8年目である1963年から超軽量ジェットエンジンの試作研究を始めることになった。これは将来のジェットリフト VTOL機用のリフトエンジンを目指した推力重量比 20 の一軸式の純ジェットエンジンを得ることを目標として、構造・材料で極限的な軽量化を図ると共に、燃料系統、潤滑系統の単純化・軽量化を図り、更に研究の成果を取り入れて、要素性能の向上とタービン入口温度の上昇により推力の増強を計画したものである。

最初の JR100 は在来の材料を用い、推力重量比 10 を実現し、VTOL 機の飛行試験体（FTB）に2基搭載され1971年に自由飛行を成功させている。この間 Ti 合金、Mg 合金などの新材料と冷却タービンを取り入れた JR200,JR220 で推力重量比 16 を実現した。

これらのシーズ的成果は推進用高効率ターボファンエンジンの独自国産化の気運を醸成し、1971年から FJR エンジンの開発が始まった。1975年には高効率、低騒音、低エミッション、の要求に応えた推力5トンの第1期エンジンとして FJR710 が完成した。第2期に入るとこのエンジンは USB 式高揚力装置を用いる STOL 実験機“飛鳥“に搭載されることになり、エンジンはバイパス流とコア流を混合して流す形式の FJR710/600S として完成をめざすことになった。従って信頼性を確認するため長時間の各種耐久試験を行なうと共に、英国の NGTE において高空性能試験を行なった。また飛行環境を模擬した、横風試験、水吸い込み試験、氷吸い込み試験、鳥吸い込み試験、着氷試験などを行なうと共に、翼の飛散防止試験、騒音試験、排ガス試験などの外部環境に対応する試験も行ない、エンジンを実用化する為の努力を行なった。また C-1 へ取付けて空中飛行試験を行ない各種加減速時の作動状況を調査し必要な改造を行なった。FJR710/600S を翼上面に4基搭載した”飛鳥“は STOL 機のための各種飛行実験を行い、研究は成功裡に終了した。

これと並行して低バイパス比ターボファンエンジン F-3 の開発が行なわれ、成功裡に国産エンジンが完成し使用されている。

またこれらの技術を基礎として国際共同開発に参加し V2500 エンジンを完成し世界の航空エンジン界の一角を占めることが出来た。このエンジンは高効率、低騒音で信頼性が高く、数千基が世界を飛んでいる。新たな国際共同開発も進みつつあり、分担部分を広げつつある。又将来の SST 用エンジンの国際共同開発のための技術開発として、HYPR,ESPR などの研究が進められつつある。

この様に自らの手で作ったエンジンで、自らの手で作った航空機を飛ばしたいと言う関係者の熱意に依って、幸いにもジェットエンジン開発は、細細ながら途切れること無く継続してきており、火種は残っており、これからはもっと間隔を縮めたプロジェクトに依り人材の層を厚くすることが求められる。

4．おわりに

以上 FJR 開発の経験に照らして技術の伝承について述べた。今後益々多くの資料が蓄積すると共に、新技術も発展する。これには経験を通じて予知能力を自得した人材を育成して対応することが大切である。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－2

ネ２０等、歴史的エンジンの開発から学ぶ事項

＊石澤　和彦（航空ジャーナリスト協会）

１．まえがき

1937年4月12日のイギリスでのSir Whittleによる Power Jets W.U.の初運転およびほぼ同時期のドイツでのOhainによるHe S1の初運転によってジェットエンジンの本格的な開発が開始され、次いでアメリカと日本でジェットエンジンが開発された。ジェットエンジンの初運転から65年、世界の空には夥しい数のジェット旅客機が日常的に飛び交うまでに発達し普及している。現在のジェットエンジンは高圧力比化、高温化、高効率化等で初期のものに比較して飛躍的に進化しているが、基本的な概念や構造は既に1945年頃までに確立し、機体や世間からの要求と開発途上で発生した問題点に試行錯誤して対応しながら、その教訓を営々と継承して来たことが現在の高度発展をもたらせたと言うことができる。ここでは、ジェットエンジンのルーツに溯って先人たちがどのような苦労をしたかを探り、それは現在にも通用する共通のものであることを述べたい。

２．初期のジェットエンジン開発の概要

（１）イギリス：英空軍の将校であったFrank Whittleは自発的にターボジェットエンジンの特許出願を申請し1932年に認可された。1936年Power Jets Ltd.社を設立し、Whittle Unit（W.U）ジェットエンジンの開発が本格的に開始され、1937年4月に初めての試験が行われた。効率不足、タービン翼の折損等への対策で苦労した。飛行用エンジンとしてW.1エンジンが開発され、Gloster E28/39に搭載されて1941年5月15日に初飛行が行われた。Gloster F9／40（後のMeteor）搭載用にRover社でW.2Bの開発が急がされたが、進展は芳しくなく、代わりにPower Jets社が全面的に設計変更して開発したW2／500の方が先に所期の性能に達した。Rover社を吸収したRolls-Royce社がW.2Bの開発を促進させてW.2B／23（後のWelland）を完成させ、1943年7月にMeteorでの初飛行に成功した。それに先駆けて直流式燃焼器を持ったde Havilland Engine社のH・1エンジン（後のGoblin）がF9／40に搭載されて1943年3月に初飛行した。W2／500はF9／40やE28に搭載されて高性能ぶりを発揮し、更に高推力のW2／700も開発されたが、ＲＲ社がRover社の直流式燃焼器を導入したW.2B／26にW.2／500の利点を取り入れてW.2B／37（Derwent）を開発し、こちらの方が主流となった。更にRolls Royceは空軍の要求に応え、推力4000lbで直流燃焼器を有するRB41（Nene）を開発し、初回運転から要求性能を達成した。これを85.5%に縮小してGlostar Meteor搭載用にDerwent Vを開発した。その後Ⅷ型まで発達し、戦後長く使用された。上記のH-1（Goblin）搭載で双胴のジェット機、de Havilland DH-100 Vampireも1943年9月20日に初飛行を行ったが、量産型初号機が飛行したのは終戦の僅か数日前であった。

（２）ドイツ：Hans von Ohainは遠心圧縮機とラジアル・タービンとを背中合わせにした形態のジェットエンジンを考案し、1934年Max Hahnの自動車修理工場で自費でこれを製作して基本的な試験まで進めた。1936年Heinkel社の支援が得られ直ちに開発に入ることができ、1937年4月頃He.S.1（燃料は水素）の初運転に成功した。これを基に飛行用エンジン（液体燃料）の開発を進め、Heinkel HeS-3bを完成させ、Heinkel He178に搭載して1939年8月27日に世界初のジェットエンジンによる飛行に成功した。しかし、空軍はHeinkel社ではジェットエンジンの開発製造は無理だと判断し、Junkers社にJumo004、ＢMW社にＢMW003の開発を契約した。一方Heinkel社はHeinkel-Hirth社を設立してエンジン部門を強化した。同社の改良型エンジンHe.S8A搭載の

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5.（東京）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

双発機 He-280 が 1941 年 4 月 2 日に初飛行に成功したが、Messerschmitt Me-262（軸流式の Jumo004 搭載）が開発され、He-280（遠心式エンジン付）より優秀とされ He-280 は製造中止となった。一方、試作型の Jumo004A は 1940 年 10 月に運転に成功し、1942 年 7 月 18 日 Jumo004A 搭載の Me262 で初飛行したが、耐熱材料等の戦略物資を節約した量産型に設計変更せざるを得なかった。Jumo004B 量産型エンジン搭載の Me262 が飛行したのは 1943 年 6 月であった。問題点の解決も不十分ながら設計が凍結され大量生産に入り、Me262 は実戦に投入された世界初の機体となった。BMW003 は、BMW P 3302 を基に新しい圧縮機やタービンを組み入れて開発され、小型高性能エンジンと期待された。BMW003A を搭載した Heinkel He162 は 1944 年 12 月に初飛行した。300 機が製造されたが、実戦での活躍は少なかった。一方、Heinkel 社も軸流式の HeS30 の開発を行った。小型で高性能であることが実証されたが、Me262 の初飛行を契機に HeS30 の開発は中止された。1942 年秋、Jumo004 や BMW003 より高性能なエンジンとの期待で Heinkel－Hirth HeS.011（推力 1,300kgf）の開発が開始され、ドイツ敗戦間際には Ju88 で飛行試験まで行ったが、このエンジンが正当に評価されたのは終戦後イギリスで試験されてからであった。

（3）アメリカ：NACA を中心に行われた要素研究を除き、アメリカ独自での航空用ガスタービンの開発は実質的には足踏み状態であった。1941 年 7 月に GE 社で世界初のターボプロップの開発を開始したが、同年、米空軍 H.Arnold 将軍が F.Whittle のエンジンを米国内で製造することを取り決め、上記の GE 社に急遽製造を命じたのが米国でのジェットエンジン開発の本格的なスタートとなった。1941 年 10 月にイギリスから W.2B エンジンの図面と W1-X エンジンの部品一式が技術者と共にアメリカに到着。GE 社で独自に構造設計や材料の変更などを行った後、推力 1250 lb の GE タイプ I-A（アイ・エー）として 1942 年 4 月 18 日に初回運転を行った。これが Bell XP-59A に搭載されて 1942 年 11 月に初飛行を行った。推力が不足のため推力 1600 ポンドの I-16（J31）エンジンを開発して YP-59A に搭載したが、プロペラ機との比較評価試験の結果、ジェット機の YP-59A の方が劣ると結論付けられ、少数が生産されたにとどまった。失望した米空軍が 4000lb 級エンジンの要求を出したのに呼応して GE 社は遠心式の I-40（後の J33）と軸流式の TG-180（後の J35）の開発を 1943 年 6 月に同時に開始した。I-40 の開発を優先させ、1944 年 1 月に初運転を行い、所期の性能に達した。I-40 の完成を待てなかった空軍は Lockheed XP-80 のエンジンにイギリス de Havilland 社の H-1B（Goblin）を選択し、1944 年 1 月に初飛行に成功させた。I-40 が完成したことでエンジンをこれに換装し YP-80A として 1944 年 6 月に初飛行を行った。この機体が量産体制に入ったのは 1945 年 3 月であったが、実戦への参加はなかった。純粋にアメリカで開発された最初のジェットエンジンは Westinghouse 社の 19A エンジンであった。これの出力向上型（推力 1365lb）の 19B（後に J30）エンジン搭載の McDonnell XFD-1（後に FH-1 Phantom）が 1945 年 1 月 26 日に初飛行を行い、海軍初のジェット機となったが、実戦には参加できなかった。

（4）日本：1935～1937 年にかけてフランスやスイスでガスタービンを見聞して帰国した種子島時休海軍大佐は、1941 年頃から排気ガス利用ターボ過給器の実験に取組み、排気速度の計測方法の実験を行いながら、ジェットエンジンで航空機を飛行させることに自信を持ち、これをタービン・ロケット（T.R.）と呼んだ。技術的な問題点を抱えながらも既に風洞内の運転に成功していた大型排気タービン過給器 YT-15 を基に TR（遠心圧縮機 1 段＋軸流タービン 1 段）の開発が進められた。試験の結果判明した不具合に対策を施して TR-10 と改称、空技廠のほか、6 社による 3 つの共同試作集団で増加製作が行われたが、技術的に未完成で工事能力も不足のため製作は遅々として進まなかった。折しも 1944 年 7 月に巌谷栄一技術中佐からドイツの BMW003A の縮小図面などがもたら

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

された。1944年8月には各社への発注はキャンセルされた。名称もTRから「ネ」（燃焼ロケットの略）となり、TR-10はネ10となって空技廠が担当することになった。設計陣には永野治海軍中佐など強力なメンバーが投入された。別途ツー11の開発で得られた軸流圧縮機の技術を反映してネ10に4段の軸流段を追加したネ10改（後にネ12）を設計した。特殊攻撃機「橘花」用エンジンの開発が急務となり、ネ12に改良を加えたネ12Bを6台完成させたが、TR-10の技術的問題点を引きずっていたため1944年10月末頃BMW003Aを参考にして出直す方が懸命という判断で全段軸流式のエンジンの開発に切換えた。ネ12Bと同推力（320kgf）を有するネ15（軸流圧縮機8段）を計画したが、機体側からの要求で、スケールアップして推力480kgfを有するネ20（図1）を開発することになった。開発は順調に以下のような急ピッチで進められた。1944年10月 計画図作成、12月25日 ネ20の設計作業開始、1945年1月中旬 一部の部品の製作開始、3月20日 全部品の完成、3月26日エンジン試験開始、6月22日 耐久試験完了、7月27日 ネ20搭載の「橘花」地上滑走、1945年8月7日 「橘花」初飛行に成功、8月11日 「橘花」正式飛行で離陸断念、機体破損、8月15日終戦。

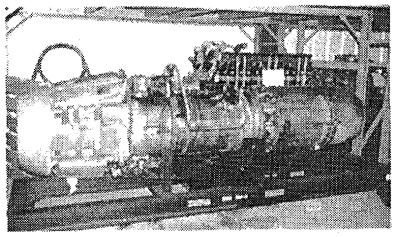


図1．スミソニアン博物館のネ20

尚、1944年7月頃からネ20に並行して陸海軍がネ30、ネ130、ネ230、ネ330等のジェットエンジンの開発を進めたが、空襲や運転中の事故で破損し、完成したのはネ20のみであった。

3．開発途上での技術的問題点との取組み

ジェットエンジン誕生時点において各国とも開発途上で各種の技術的な問題に遭遇し、それらの問題を必死になって解決することによってノウハウを蓄積・伝承し、その繰り返しによってジェットエンジン技術が進歩してきたと言うことができる。開発途上で発生する典型的な技術的な問題としては、①目標性能が出ない②圧縮機がサージする③燃焼器が焼損する④圧縮機翼又はタービン翼が折損する⑤圧縮機やタービンのディスクが破損する⑥軸受が損傷する、等である。これらは、コンピューターによる予測技術が進歩した現在においても技術レベルの差はあるにせよ、時折経験する問題であり、歴史は繰り返すという感がある。日本のネ20を取り上げ、開発途上においてどのようして技術的問題点を予測対策し、不幸にして不具合が発生した場合、それをどのように解決してきたか、現在にでも教訓となるような事例を同時期の海外のエンジンとも比較をしながら見て行く。

（1）**エンジン全体構成**：先行型のTR10は排気タービン過給器を基として遠心式のエンジンとしたため、回転数を高くせねばならず、圧縮機インペラーの破損やタービン動翼の折損等の不具合が絶えなかった。軸流4段を追加したネ12Bにおいても問題は完全には解決しなかった。ネ20では最終的にBMW003Aを参考に全段を軸流にすることで回転数を下げ、問題を解決できた。

・ネ２０とは別にツ-11 やターボプロップの開発も行われていたほか、大学を中心に軸流圧縮機の研究開発が進んでいてかなり技術力があったので直ちに軸流圧縮機に切り替えることができた。

・ドイツ：機体側の要求でエンジン前面面積当たり推力 2000kg／㎡という目標値を定め、直径の大きな遠心式のエンジンはこの要求値を満足できず、軸流式が主流となっていった。

（2）**圧縮機性能**：全段を軸流圧縮機としたネ20の開発が進んだが圧力比が不足することが分った。圧縮機の動翼（図2）及び静翼の翼型には圧力側が平らな「クラーク Y」型が使用されていたが、静翼のみ圧力側に半径150mmの曲率を付けることによって圧力比の回復に成功した（図3）。

・ネ 20 では圧縮機全体としての要素試験は時間的制約で実施できなかったが、風洞試験で翼型の基礎データを把握しており、敢えて動翼の修正を避け自信を持って対策ができた。更にバックアッ

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

プ用の改良型圧縮機の開発も同時に成功させていた。

・イギリス：Whittle エンジンでは圧縮機のサージを経験したが、圧縮機と燃焼器の空気流量の不一致。逆流式燃焼器での圧力損失過大が原因と認識されていた。後日、直流式燃焼器が開発された。

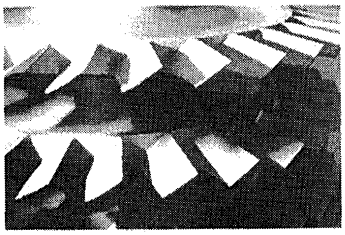


図２．ネ 20 の圧縮機 7-8 段動翼

（３）圧縮機強度：ネ 20 の圧縮機では FOD（異物吸入）による損傷以外、構造・強度上の大きな不具合はなかった。

・ネ 20 では翼を現在の有限要素法にも匹敵するようなメッシュ切りをして人力ながら翼根強度（遠心応力と曲げを考慮）、固有振動数（２次曲げまで）、ディスク強度、翼付ディスク固有振動数、ローターの危険速度などを計算してあり、現在にも通用する設計の基本ができていた。

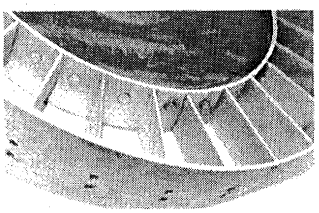


図３．ネ 20 の圧縮機１段静翼

・イギリス：W.2 エンジンではインペラーの共振（エンジンが吠える）による破損が多発した。　性能を犠牲にしてインペラーの厚さを増加して対応した。

・ドイツ：Jumo004A では圧縮機静翼が動翼のウエーキによって共振して折損する不具合が発生。最終的には動翼の枚数の削減による励振周波数の低減等で対応した。また、入口案内翼は一端固定の構造であったが、疲労破損が多かったので両端支持に変更した。ネ 20 では最初から両端支持。

（４）燃焼器：ネ 20 の燃焼器（**図４**）では TR10 の経験を基に空気流入通路の整形等で対策してあったが、１次燃焼領域から焔が燃焼器外側流入路に逆流して過熱し外殻の一部を焼損したりクラックを発生させたりした。燃料ノズルケーシングの中側にカーボンの付着が認められ、この周辺まで逆火が起こっていることが判明した。

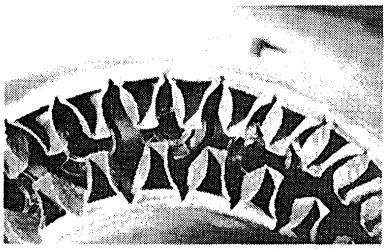


図４．ネ 20 の燃焼器冷却・希釈空気入口

・対策として、燃焼器内筒と外筒と接する通路を縮小し燃焼領域拡大した。又、圧縮機出口から燃焼器に入る空気が剥離を生じていたことが判明したため、ここの形状を整形することで対応した。燃焼器は都合３回の大改造を行った。

・ネ 20 の場合、７案 12 種類の燃焼器について単体試験を行い、着火性が良好で、逆火、後燃えなどのない燃焼器を得る研究を重ねており、現在の手法にも通じるものがあった。また、TR10 の時代に燃焼器内の空気流が１往復半するという複雑な構造で苦労を重ねてきたので比較的単純な直流式のネ２０の燃焼器では不具合を速やかに解決できたといえる。大学の協力の効果も多大であった。燃焼器の形態はイギリスとアメリカのエンジンではキャン式からキャニュラー式を経てアニュラー式に進化したが、ネ 20 では最も合理的との理由で直流アニュラー式を採用する先見性があった。

・イギリス：W.1 エンジンの燃焼器は逆流式の 10 本のキャン式燃焼器が採用された。エンジン試験で 10 本の蒸発器間で燃料供給の激動が起こり、後には炭化、詰まり、焼損に至る不具合が生じた。エコライジング・バルブの装着や蒸発器後の蒸発器など、燃焼器の内部部品の改良も含めて何種類も試されたが、単体実験の場合と実エンジンの場合とでは、燃焼器内の空気配分が異なり、単体試験の成果がエンジン試験では再現できないという状況が続いた。ルーカス社でフレーム・チューブ内での燃料の燃焼制御に関し莫大な研究開発が行われ、コランダ方式の燃焼器が完成した。逆流式の燃焼器は諸悪の根源とされ、最終的には直流式の燃焼器が開発され、その後の主流となる。

（５）タービンノズル：TR10 や ネ 12B においては、タービンノズルが後方にせり出してタービン動翼と接触する不具合があった。これは、燃焼器の取付けフランジに支持されていたタービンノズ

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

ルが燃焼器の温度上昇による熱膨張で後方にせり出したためであった。

・ネ 20 のタービンノズル（**図５**）では外輪は薄肉として円周方向３個所にスリットを設け、燃焼器とは軸方向に自由で、径方向にも自由にすることによって当初からこの種の変形の問題を避けるようにしてあった。ノズル自身は厚い翼型で充分な強度を有していた。

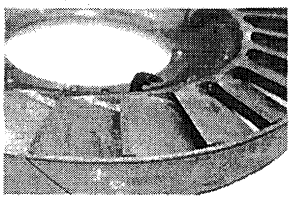


図５．ネ 20 のタービンノズル

（６）タービン・ロータ：ネ 20 のタービン・ロータ（**図６**）は動翼がディスクに溶接で固定される方式のため、動翼が折損する不具合が多発した。７種類ほどの対策が試行されたが、最終的には動翼の翼厚増加とタービンノズルの後縁を丸くして衝撃力を低減することで不具合は解決した。

・ネ 20 では以下のような対応策が適用されているほか、上記７種類の対策によるタービン動翼の応力とクラック発生位置との関係や頻度を解析し、タービン動翼の折損は共振ではなく強制振動によると判断して速やかな解決ができた。

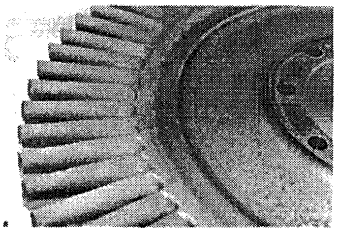


図６．ネ 20 のタービン・ロータ

・・TR10 での経験から動翼強度を重視してタービンの反動度を TR10 よりも小さくして翼厚を厚くしてあった。

・・艦政本部の蒸気タービンに対する設計ガイドラインを適用し、共振を避ける設計にしてあった。

・・タービンノズルの枚数と動翼の枚数は共振を避けるような組合せで選択し、且つ、ノズルベーンの配列も等間隔にならないように配慮した。

・イギリス：W．1X エンジンではタービン動翼はドラバール方式で固定していたが、タービン動翼の折損が相次いだためクリスマス・ツリー方式に移行していた。また、材質としては「ニモニック 80」（Ni-Cr 耐熱合金）が使用され、ネ 20 では Mn-Cr-V 鋼しか使用できなかったのに比べ、信頼性に大きな差があった。また、タービン動翼について固有振動数、振動モード及び危険速度の測定試験並びに高サイクル疲労試験を行っており、既にキャンベル線図を使って評価を行っていた。

・ドイツ：量産型の Jumo004B-1 の運転試験でタービン動翼の折損が多発した。これはエンジンの最高回転数で、タービン動翼の１次曲げ固有振動数とタービン上流の燃焼器キャン６個によって生じる回転６次の励振力及びタービン下流の支持棒３本の２倍の高調波周波数でタービン動翼が共振したのが原因であった。当面の対策としてエンジンに組込むタービン動翼１枚ずつについてプロの音楽家に固有振動数を耳で測定させて選別した。恒久対策としては、タービン動翼のテーパーを大きくすること及び最高回転数を３％余低下させることで解決した。

（６）軸受：ネ 20 では圧縮機の推力軸受に当初はコロ軸受と滑り軸受とのハイブリッドのようなミッチェル式の軸受を使用したが、運転中に焼付く不具合が多発した。当座は運転中に軸受の温度を計測し、これが急上昇しないように回転を下げて対応した。ネ 20 では圧縮機とタービンは夫々独立に推力を受けるようになっており、圧縮機の軸受に対する推力が過大であることが分かった。

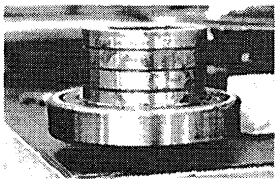


図７．輪バネと球軸受の一つ

・その対策として圧縮機の軸受に対する推力を低減するため圧縮機後端のシールの直径や隙間を調整したり空気抜きを設けて後ろ向きの力を増加したりしたほか、ミッチェル軸受も力を分散して受けるように改良した。しかし、恒久的な対策としてはミッチェル軸受に代わって２連式の球軸受を採用し、この２つの軸受の間に輪バネ（**図７**）を置いて予め負荷をかけておき、推力を分散して受けるようにした。輪バネのたわみ量と荷重との関係を綿密な実験によって実証し、設計の妥当性を確認してあった。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

・ドイツ：Jumo004B 及び BMW003A 共にネ 20 同様、圧縮機とタービンの推力は互いに独立して受けるようになっていた。ネ 20 で輪バネを使ったのに対してこれら２機種のドイツのエンジンでは３連式の球軸受を使用しており、ある意味でネ 20 のアイデアの方が進んでいた。

（７）コントロール：ネ 20 の燃料制御はパイロットが目で見て所定のエンジン回転数になるようにバルブを操作してバイパスする燃料の量を調整する方式のためパイロットの負担が大きかった。

・ネ 20 でも回転制御ガバナー付きの燃料コントロールの必要性から燃料流量可変の燃料ポンプも含めこの種の燃料コントロールは開発されたが、初飛行には間に合わなかった。

・ドイツ：Jumo004B では既に回転制御ガバナーを採用して燃料流量の自動制御を行うとともに排気ノズル面積の制御も行える高性能の制御システムが採用された。BMW003A では当初回転制御ガバナーがなく、スロットルを引くとエンジンが停止するなどと燃料制御が難しく、これが BMW003A の評判を著しく悪くしたが、Jumo004B のコントロールを採用することで改善された。

（８）戦時体制下での開発：戦略物資が枯渇する中で即戦力化を急務とする戦時体制化での開発では、以下のような対応が取られ、現在の Affordability にも相通じる思想が芽生えていた。

・ネ 20 では燃料に松根油を使用できるように開発を行った。むしろジェットエンジンは国内で容易に入手できる松根油が使用できるということで期待された。

・ネ 20 のタービン部品の材料として戦略物資であるニッケル等を含まない Mn-Cr-V 鋼がドイツの情報を基に日本独自に開発されて使用された。燃焼器の材質も最終的にはニッケル等を含まない軟鋼にアルミコーティングを施したものに置き換えられた。

Jumo004 でもタービン動翼には「クロマデュア」という Mn-Cr-V 鋼系の中空のタービン動翼が採用され、空冷タービンの元祖となった。

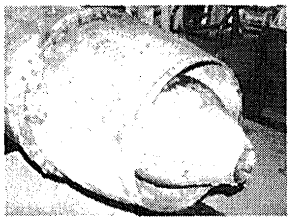


図 8. ネ 20 の排気ノズル

・ネ 20 とドイツのエンジンの場合、排気ノズル面積はテールコーンの位置を前後させて調整した。Jumo004 などは飛行中でも面積調整が可能であったが、ネ 20（**図８**）では地上で一旦面積を調整したらそれを固定して飛行するようにして構造を単純化した。性能の犠牲は小さいと判断された。

・BMW003A では最初から製造工数最小となるような設計が行われたほか、寿命の短いタービン動翼の交換が容易であるなど整備性も考慮されていた。

・熟練工が不足していた日本やドイツでは製造品質が悪く必ずしも設計通りのものができなかった。

４．むすび

上記のようにして開発されたエンジンはイギリスでは自国の更なる発展を促したのに加え、Nene の技術がアメリカ（P&W J42）やロシア（Klimov VK-1）などに、ドイツの Jumo004A がロシア (RD-10)へ、BMW003A がフランス（Atar101）などに引き継がれてその後の各国の発展に寄与した。アメリカでは GE J35 から J47、J79 へと大きな発展を遂げた。日本ではネ 20 から 15 年目に J3 が更にその 15 年後には F3 が開発実用化された。エンジン開発では先駆者の残した設計計算書や教訓集に従うことは有益のことながら、それを肌で経験した開発担当者の一部が何らかの形で次の開発に参加することが真の技術伝承の意味で極めて重要である。F3 の開発から 20 年が過ぎた。その間、国際共同開発に参画する機会が増加して担当要素の開発では大きな進歩があったのは幸いだが、そろそろ実用化につながるエンジン「まるごと」の開発が待ち望まれるところである。

５．出典

・石澤和彦、「海軍特殊攻撃機『橘花』・日本初のジェットエンジン・ネ２０の技術検証」、三樹書房、2001.7

・図１～図８の写真：筆者が Paul E. Garber Facility, Smithsonian で撮影（但し図７は IHI 史料館の提供）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－3

ケーシング側からの二次流れ吹き込みを伴うタービン段の空力性能に関する研究

＊鎌田　雅哉(岩手大院)
船﨑　健一(岩手大工)
Carlos Felipe,Favaretto(岩手大院)
田沼　唯士((株)東芝)

1. 緒言

ターボ機械内は、一つの段落が動翼と静翼から構成されており、両者は動翼が回転することによって相対的な運動をする.これ流れ場から見ると、上流側の翼列から発生する後流を下流側の翼列が横切ることになり、非定常かつ複雑な流れにより特徴づけられる.この隣接する翼列の非定常性は、翼振動、騒音発生のほか、段効率にも影響を及ぼすと考えられ、翼列干渉による非定常性に関する研究は重要視されている．しかしながら、ターボ機械の設計の多くは定常流に基づいて行われているというのが現状である．それは回転する動翼下流での空力計測により得られる時間平均化された圧力や流速から、効率を算出することができるためである．しかし翼列干渉によって発生する物理現象と時間平均流れとの詳細な関連付けはよく知られていないため、時間平均された流れにおけるタービンでの非定常干渉の影響は明確には把握されておらず、また効率との関係も未だ不明である．したがって、次世代のターボ機械開発において、ターボ機械の設計における非定常性の理解を深めることは、必要不可欠である．

また、エネルギー資源の枯渇、ランニングコスト低減、CO_2排出などの問題によりターボ機械の効率向上が求められている．次世代型高効率ターボ機械の開発において、非定常性や二次流れが主流に及ぼす影響について理解することが必要不可欠である．最近、より一層の効率向上のための機構として、ガスタービン排気ガスを利用して比較的低圧の蒸気を発生させ、中、低圧段へ蒸気を再抽入する方法が提案されている．

過去に船﨑、楠城(1988)[1]は、環状単段タービン列を用い、遠心力、動静翼列干渉の効果を含んだ流れ場の詳細な計測を行った．また、船﨑、工藤(2000)[2]は、同じ試験機を改良しタービン段上流から抽入流れを供給した動翼下流流れ場の詳細な計測を行った．船﨑、Felipe(2002)[3]らは実機をもとに作成した計算領域を用いた数値解析によりその流れ場の解析を行った．

そこで本研究では、実機の蒸気タービンに近い環状単段タービン列を用い、タービン段上段から抽入流れを流量比を変えて供給する回転試験を行い、5 孔ピトー管を用いて動翼、静翼下流の流れ場を詳細に計測し、これにより抽入流れによる効率向上の可能性を判断するための更なるデータ蓄積を目的とする．また、実験とともに同じ流れ場において数値解析を行い、二次流れ空気の挙動と空力性能との相関についても検討する．

2. 使用する記号

T:トルク[N･m]、ω:回転速度[s^{-1}]
h_1:静翼入口エンタルピ[J] 、R:ガス定数(空気)
h_2:動翼下流エンタルピ[J]、κ:比熱比
$\dot{m}$:質量流量[kg/s]、T_1:静翼入口温度[K]
P_1:静翼入口全圧[Pa]、P_2:動翼下流全圧[Pa]

3. 実験装置

実験装置の概観を Fig.1 に示す．この実験装置では実機の蒸気タービンのモデルに近い一組の動翼、静翼を使用して回転試験を行っている．

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

実験装置の構造は、空気源となる送風機2台がスクロール部に連結されており、送風機が稼動することにより供試流体が得られる．吸い込まれた供試流体は送風機1によって吹き出され、その一部は分岐管を通り、マニホールドを経て静翼上流へと供給される．

計測はスロットのx−y平面を、5孔ピトー管をy方向、x方向、回転方向にトラバースさせることにより行った．計測方法は非平衡法を用いている．この方法は出力からピッチ角、ヨー角を算出するため、詳細な較正試験が必要であるが、計測時間が短くてすむという利点がある．プローブの較正範囲はピッチ角±25°、ヨー角±30°の範囲に定めた．また、Fig.2 にどのように空気が抽入されているかを示す概略図を示す．

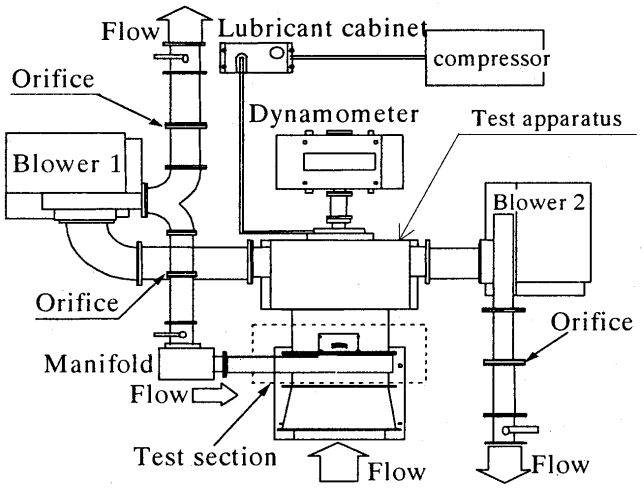


Fig.1 Schematic of test apparatus

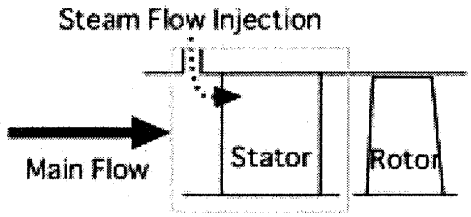


Fig. 2 The way of injection flow

4. 数値計算

数値解析には三次元、定常、レイノルズ平均、圧縮性、Navier-Stokes 解法の CFX-TASCflow を用いている．ブロック構造格子の形成には CFX-TurboGrid を使用している．計算領域は H-type、O-type、C-type Grid で構成されており、ローテーティングキャビティ領域は H-type Grid で構成されている．また、キャビティ領域の格子形成には CFX-Build を使用している．格子点数はステーター周辺で 548050 点、ローター周辺で 465710 点、キャビティ領域では 48000 点である．乱流モデルには、反復計算の最初の 20 回は k-ε モデルを用い、残りは二次のクロージャーモデルを使用している．以下に計算に用いたグリッドを示す．

Pitchwise direction	Measurement range : ±10° from base line(7°) Measurement interval : 21 sequence every 1° (18seqence)
Spanwise direction	Measurement range : above the hub from 3mm to 75mm Measurement interval : span height ～25% 2mm Span height 25%～75% 4mm Span height 75%～ 2mm Measurement point : 28points

Table.1 Measurement range
(Blanket means downstream of nozzle)

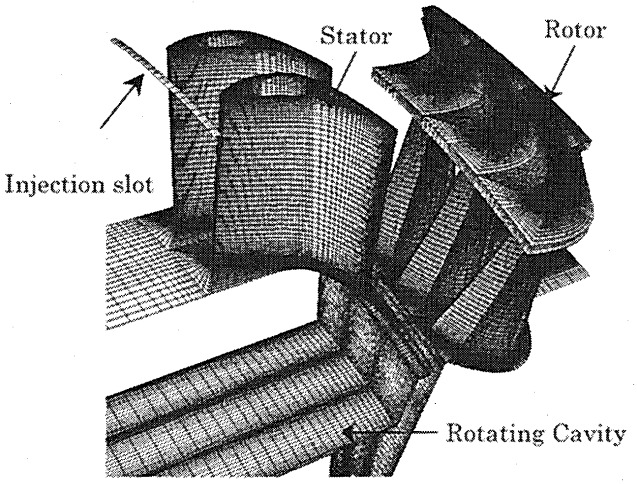


Fig.3 Stator-rotor grid system

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

5．周方向での流速、流量検定

本研究において、データ採取の際は上流側に設けられているスロットにおいて流速を所定の速度に合せており、実際の流れ場のデータは翼の下流側において5孔ピトー管を用いて採取される．この時、周方向に流量のむらがないかを確認するために、供試体上流側において三つの点で流速、流量の計測を行った．以下に計測を行った個所の概略図を示す．

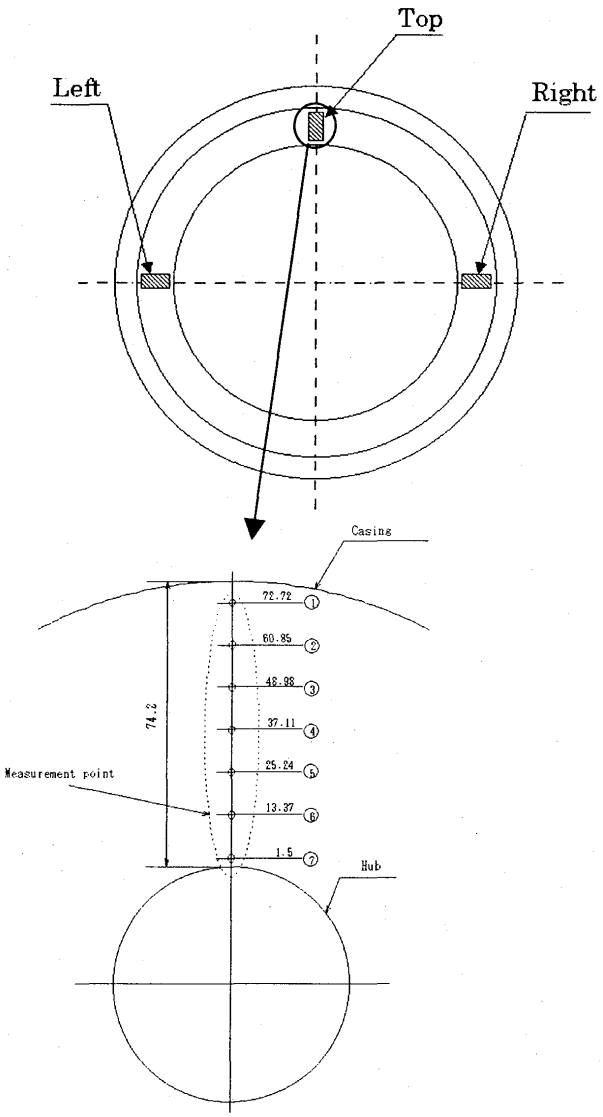


Fig.4 Measurement range

計測には標準型ピトー管を使用し、上図に示すように流路幅74.2mmの間を角計測領域において7点採取した．本試験においては右スロット計測点5を用いているので、それを基準とする．以下に計測結果を示す．Fig.5に流速分布、Fig.6に流量を示す．Fig.5においてグラフのY軸の計測結果は、本計測前に右側スロット計測点5で計った流速で無次元化したV/Vinで示している．X軸は流路高さ74.2mmで無次元化したr/Rsで示す．

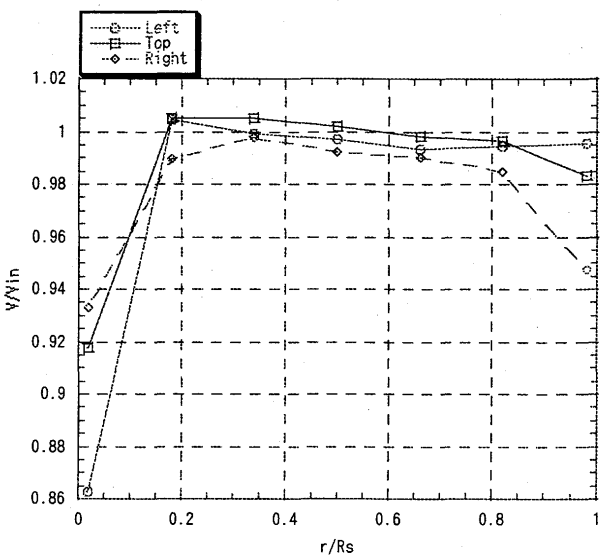


Fig.5 Velocity distribution

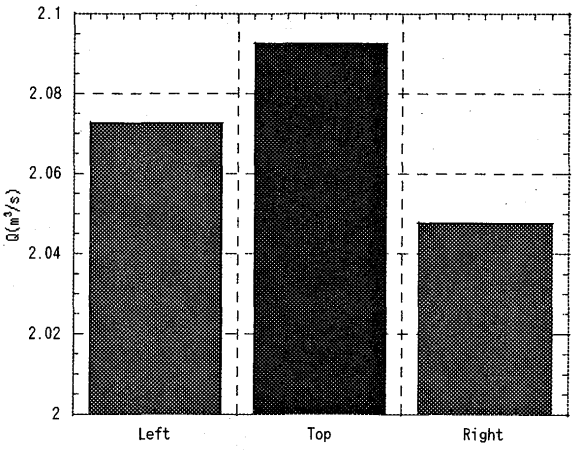


Fig.6 Flow quantity

速度分布の傾向を見てみると右の計測結果が一番低くやや異なる傾向を示しているが、これは計測した順序が右が最初だったため、時間とともに気温の上昇、大気圧の変化により他の計測値が高くなったものと思われる．それを考慮するとどのスロットにおいてもほぼ同じ傾向を示しているといえる．ハブからケーシングに向けて流速が急激に増し、r/Rsが0.2付近で最大に達し、以下ケーシングまで緩やかに流速が減少していくのがわか

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

る．r/Rs が 0 から 0.2 付近に達するまでの間、計測点 7 で流速が極端に低いのは、この計測点がハブ側の境界層内にあるということを示している．計測点 6 においては計測点 7 よりも遥かに値が高いことより、この計測点までは境界層は達しておらず、すでにポテンシャル流内であることを示している．また、境界層内に入っている計測点 7 を除けばグラフは一様に右下がりとなっていることよりハブ側のほうがケーシング側よりも高い流速を持っていることが解る．これは供試体流路上部の形状に依存するものと思われる．

Fig.6 において示している流量は、各スロットで計測した半径方向の流速分布から算出した流路断面積における流量値である．グラフより各スロットにおける流量の差は 2、3%であるのでどのスロットにおいても大きな偏りはないものとして考えられる．

6．結果

この章における全てのグラフは、X 軸は各計測項目での値を示し、Y 軸には半径方向の無次元距離で表している．

6－1．ヨー角分布

Fig.7－1、2 に静翼、動翼下流のヨー角分布を示す．Fig.7－1 については、X 軸は静翼における流れの設計角で無次元化してある．このグラフの分布形状から、抽入空気が流れに大きく影響していることが見て取れる．特に抽入空気流量比 10%の分布を見てみると、0%、5%時とは y/Sy=0.6 以上の範囲において大きく異なっている．これは抽入空気流量比が大きくなることによって y/Sy が 0.6 以上において主流と抽入空気のミキシング効果が大きくなり、流路渦の形成に影響したものと思われる．これと同様の効果が Fig.7－2 においてもよくわかる．抽入空気流量比が増えるに従って y/Sy が 0.6～0.7 の領域において右に凸の部分が小さくなっていくのが見て取れる．これらの結果より抽入空気はターボ機械内における流路渦の発生に大きく関与しているものと考えられる．

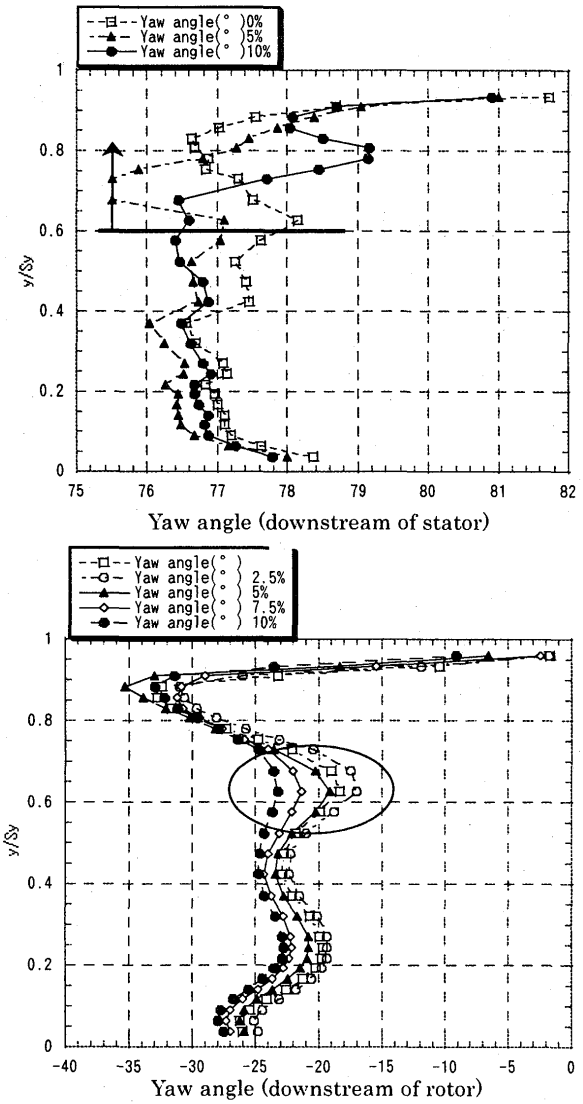


Fig.7-1(upper),2(lower) Yaw angle distribution

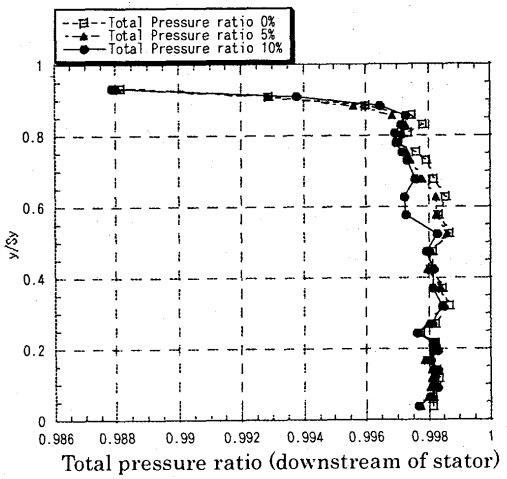
6－2．全圧比分布

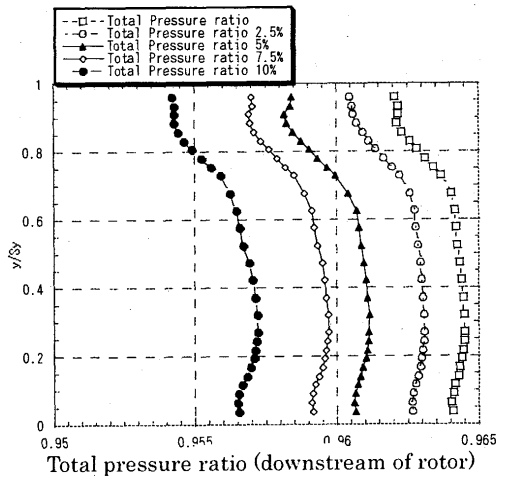
Fig.8－1、2 に静翼、動翼下流における全圧比の分布を示す．このグラフの X 軸は、実験において計測された全圧値を供試体上流部右のスロットで計測した入口全圧で無次元化した値である．また、Fig.8－3 は抽入空気流量比 10%時における静翼下流側の実験と計算の比較を示した物である．

Fig.8－1 において先ほどヨー角分布で述べたものと同じ現象が確認できる．Fig.8－2 においては、グラフが示す通り抽入空気流量比が増加するほどローター背後の全圧が次第に減少していくのがわかる．グラフが全体的に左上がりのグラフになっているが、これは動翼下流のチップ領域に存在する低流速領域の影響と思われる．Fig.8－3 におい

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

て、特筆すべきは y/Sy が 0.6 付近においての最大損失がよく一致していることであろう．このことよりこの付近において流路渦が流れに大きく関与していることが解る．





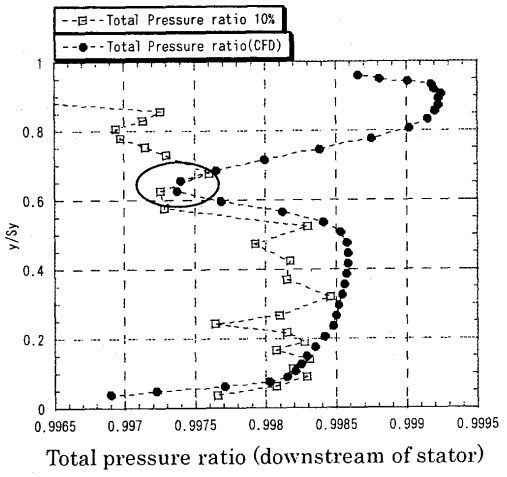
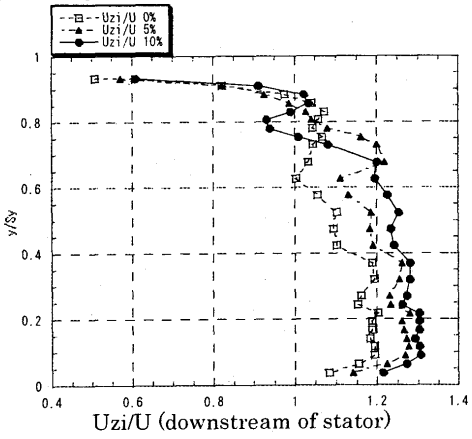


Fig.8-1(uppre),2(midle),3(lower)
Total pressure distribution

6－3．軸流速分布

Fig.9－1、2 に静翼、動翼下流での軸流速分布を示す．Fig.9－3 は静翼下流での実験と計算の比較である．この軸流速は各計測点での流速とピッチ角、ヨー角から x－y－z 方向の速度ベクトルを算出し、そのうちの z 方向の速度ベクトル値である．x 軸は算出した軸流速を供試体上流部で採取した圧力より算出した静翼入口流速で無次元化したものである．

図を見ると、分布形状としては静翼、動翼下流どちらの場合においても全圧と対応しており、全圧が低下すると流速が遅くなることがわかる．これはタービンがより運動エネルギーを吸収し、全圧が低下することで流速が遅くなるためである．また、Fig.9－3 において分布傾向において計算との比較的良い一致が見られる．計算において y/Sy=0.6 以上で大きくずれているのが見られるが、抽入空気によるミキシング損失により全圧が減少したものと思われる．



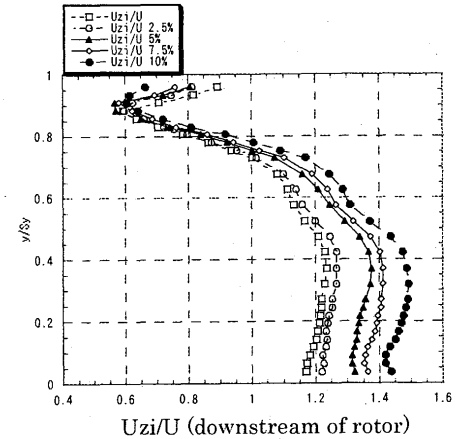


Fig.9-1(upper),2(lower)
Axial velocity distribution

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

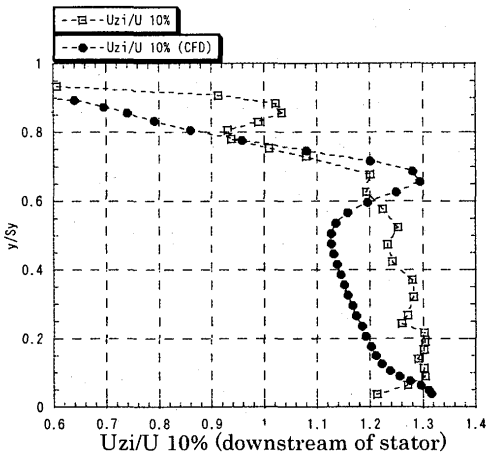


Fig.9-3 Axial velocity distribution

7. 効率

効率は、動翼が回転する際の動力を等エンタルピ変化する動力で除したものとし、以下のように定義する.

$$\eta = \frac{T\omega}{(h_1 - h_2)\dot{m}} \quad (1)$$

この式は以下のように書き換えることができる.

$$\eta = \frac{T\omega}{RT_1/(\kappa-1)\{1-[P_2/P_1]^{\kappa-1/\kappa}\}\dot{m}} \quad (2)$$

これを用いて動翼下流側の効率を比較したものを Fig.10 に示す. 図に示す値は抽入空気流量比0%時の値で無次元化してある.

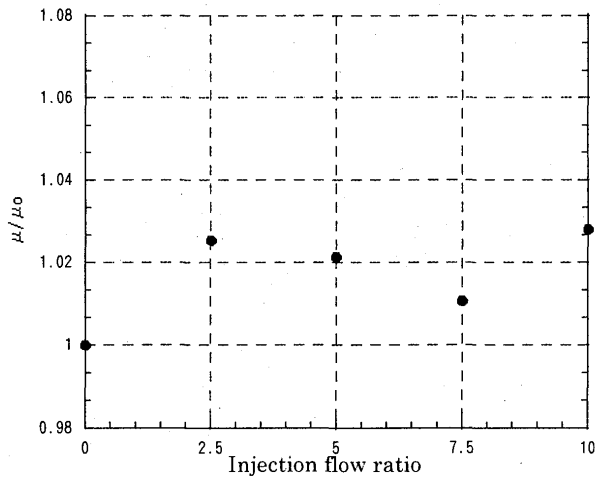


Fig.10 Efficiency

図より、最も効率のよいのは抽入空気流量比が10%の時であり、次いで 2.5%、5%、7.5%、0%の順であった.

8. 結言

本研究では抽入空気による効率向上の可能性を探るために、静翼、動翼下流域で起こっている挙動及び抽入空気流量比が効率に及ぼす影響を解明することを目的とし、実機の蒸気タービンモデルに近い環状単段タービン列を用いた回転試験及び数値計算を用いて研究を行った. その結果、抽入空気により流路内における渦の形成に大きな影響を与え、結果旋回角の増加を促していること、また、抽入空気流流量比が増えることによって、全圧や軸流速の変化にも影響を及ぼすことが確認された.

9. 参考文献

1. Ken-ichi Funasaki,Tatuo Nanjo, "EXPERIMENTAL RESEARCH ABOUT ROTOR-STATOR BLADE INFLENCES OF TURBO MACHINE",Iwate University

2. Ken-ichi Funasaki,Toshimitu Kudo, "RESEARCH ON ADVANCED TYPE TURBINE",Iwate University

3. Ken-ichi Funasaki,Carlos Felipe Farreira Favaretto "NUMERICAL SIMULATION ON THE FLOW FIELD IN A TURBINE STAGE WITH UPSTREAM FLOW INJECTION FROM THE OUTER CASING:EFFECTS F THE INJECTION ANGLE"

4.Patrick Peters,Volker Breisig, Andre Giboni,Christian Lerner and Heiner Pfost"THE INFLUENCE OF THE CLEARACE OF SHROUDED ROTOR BLADES ON THE DEVELOPMENT OF THE FLOWFIELD AND LOSSES IN THE SUBSEQUENT STATOR" ASME TURBOEXPO 2000, 2000-GT-478

5. M.T.Schobeiri,Professor,J.L.Gilarranz, E.S.Johansen,Research Assistants, TurbomechineryPerformance and Flow Research Laboratory Texas A&M University"AERODYNAMIC AND PERFORMANCE STUDIES OF A THREE-STAGE HIGH PRESSURE RESEARCH TURBINE WITH 3-D-BLADES,DESIGN PIONT AND OFF-DESIGN EXPERIMENTALINVESTIGATIONS" ,ASME TURBOEXPO 2000,2000-GT-484

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－4

壁面冷却凝縮と水蒸気混合遷音速流の境界層はく離

＊安田和巳（早大・院）　仙波和樹（日本総研）
大田英輔（早大・理工）

1. 緒言

遷音速流に含まれる水蒸気成分の凝縮はノズルやタービン翼列周りの流れに大きな影響を与えると考えられる。ここでは、壁面での水蒸気凝縮、すなわち質量吸込みの効果によって境界層が薄くなり[1]、その剥離が遅れるものと考え、これによって流れが壁面に付着し、剥離泡の変動や衝撃波の振動がどの程度まで抑制されるか、非凝縮気体・凝縮性蒸気の二相遷音速流数値解析と特殊な衝撃波管実験によって調査する。

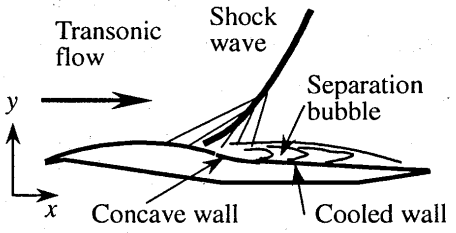


Fig.1　Flow separation inducing weak shock wave in transonic flow.

Fig.1 に示すような凸-凹面部を持つ流路壁面を考え、その剥離と圧縮波生成衝撃波の干渉を扱う。壁面直線部の傾きを変え、相対湿度範囲 60～90％の窒素／水蒸気混合気体について、壁面を過冷却状態にして、剥離位置と質量吸込み量の関係を述べる。このような遷音速流れの実験には衝撃波管を使用することが簡便であるが、この場合には流れの生成・変遷を扱うことになり、数値解析は発展型非定常解析で且つ実験に適合した初期条件と境界条件の設定が必要となる[2]-[6]。また、流れは乱流域に入るが、形式的に一般の２方程式モデルを流用する[7]。第一段階として、流れ内部での凝縮を考慮せず、壁面に限った簡単な凝縮を扱い[8]、凝縮の効果に対する大枠とこの数値解析モデルの適用性を述べる。

2. 衝撃波管実験

Fig.2に二段膜衝撃波管内の波動線図を示す。低圧室に翼面モデルを設置し、低圧室をN_2 20 kPa、中間室を試験気体である湿度60％～90％（H_2O質量分率f_H=1.8％～2.7％）のN_2/H_2O混合気体150kPaとし、駆動気体250 kPaで駆動すると、翼面を先頭衝撃波、熱気流（領域①）、接触面、冷気流（領域②）が通過する。観測気体が到達する前に冷却壁面で凝縮することはない。接触面が翼先端を通過してからの経過時間をt_cとする。冷気流マッハ数M_2(=0.85±0.01)は中間室および低圧室先頭衝撃波マッハ数M_{sm}、M_{s0}を計測して計算する。衝撃波管内の初期温度は20℃とし、水蒸気成分を凝縮させる場合には観測壁面を液体窒素でT_w=−15℃に冷却した。可視化はパルスルビーレーザを用いた二重露光ホログラフィ干渉法によって行った。

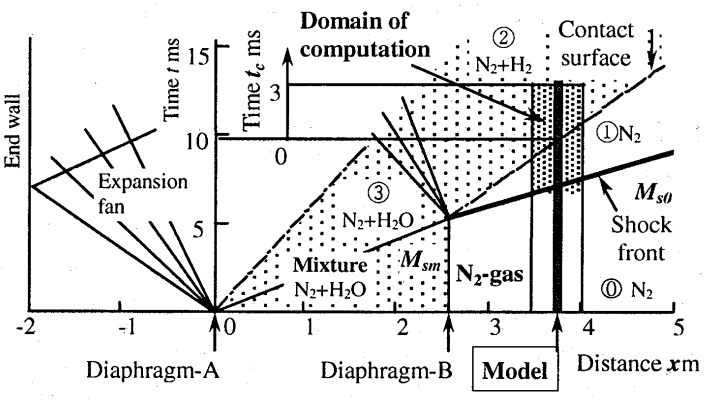


Fig.2 Wave diagram of double diaphragm shock tube flow

Fig.3 に翼モデルの形状を示す。凸-凹面部は等しく平板部の取付角β_rのみを±3度に変えて境界層の剥離の発達を調節した。

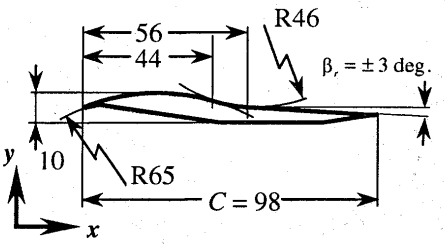


Fig.3 Airfoil model with a profile of convex-concave circular arcs followed by linear trailing section.

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）

Download service for the GTSJ Via 216.73.216.204, 2025/07/05.

3. 圧縮性二相流乱流解析

圧縮性二相流数値解析では、窒素・水蒸気2成分系の輸送方程式、高レイノルズ数圧縮性流れにおける粘性領域および衝撃波・境界層干渉領域を正確に扱うためにChienのk-ε 2方程式モデル[7]を含む圧縮性Navier-Stokes方程式系を扱った。乱流モデルにおいて混合気体は連続とし、質量・運動エネルギ拡散を導入した。このため、気相内での水蒸気成分の凝縮は考慮されていない。計算法としては、対流項をYeeの2次精度対称型 TVDスキームの改良型で差分し、粘性項は2次精度中心差分とした。時間進行には Shu-Osherの2次精度 TVD-Runge-Kutta法を採用している。

冷却壁面での境界条件として非平衡膜状凝縮を考慮したモデルを考える。凝縮による水蒸気成分の質量流量 $\dot{m}$ は気体分子運動論による Hertz-Knudsen の式により次式で表される。

$$\dot{m} = (\rho_H v)_i = \frac{\sigma}{\sqrt{2\pi R}} \left\{ \frac{p_H}{\sqrt{T_i^+}} - \frac{p_s(T_i^-)}{\sqrt{T_i^-}} \right\}, \quad \sigma = 0.469 \qquad \cdots\cdots (1)$$

ただし、T_i、p_s はそれぞれ気液界面での温度、飽和蒸気圧、σ：凝縮係数である。

また液膜厚さ δ_l は液相の密度 ρ_l 一定として

$$\frac{d\delta_l}{dt} = -\frac{\dot{m}}{\rho_l} \qquad \cdots\cdots (2)$$

せん断応力と熱伝達バランス式はL：水の蒸発潜熱として

$$\tau_w = \mu_l \left.\frac{\partial u}{\partial y}\right|_i^- = \mu \left.\frac{\partial u}{\partial y}\right|_i^+ \qquad \cdots\cdots (3)$$

$$\dot{q}_w = \lambda_l \left.\frac{\partial T}{\partial y}\right|_i^- = \lambda \left.\frac{\partial T}{\partial y}\right|_i^+ - \dot{m}L \qquad \cdots\cdots (4)$$

気液界面でのすべりはないものと仮定して次のとおり与えた。

$$u_i^+ = u_i^-, \quad T_i^+ = T_i^-, \quad k = \varepsilon = 0 \qquad \cdots (5)$$

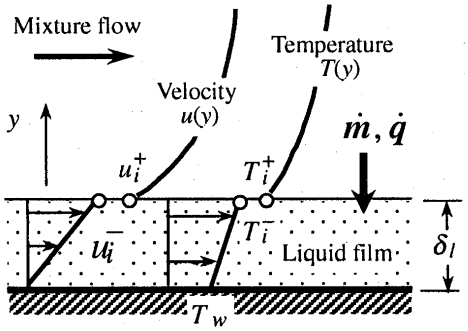
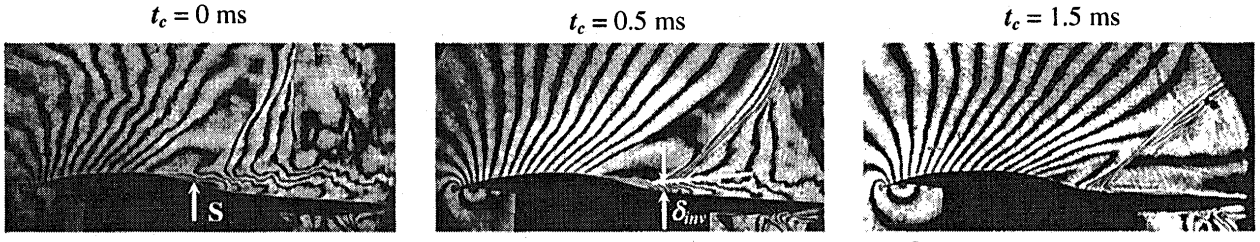


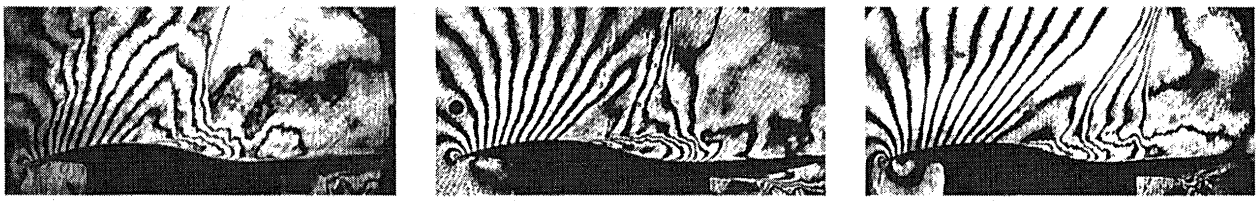
Fig. 4 Vapor condensation into a liquid film on wall

4. 衝撃波と境界層が干渉する流れ場

水蒸気成分が凝縮を起こさない流れの変遷をホログラフィー干渉法により瞬時撮影したものが Fig.5 である。左から順に Fig.2 における領域①の流れ場、①から②への遷移流れ、領域②の流れ場である。



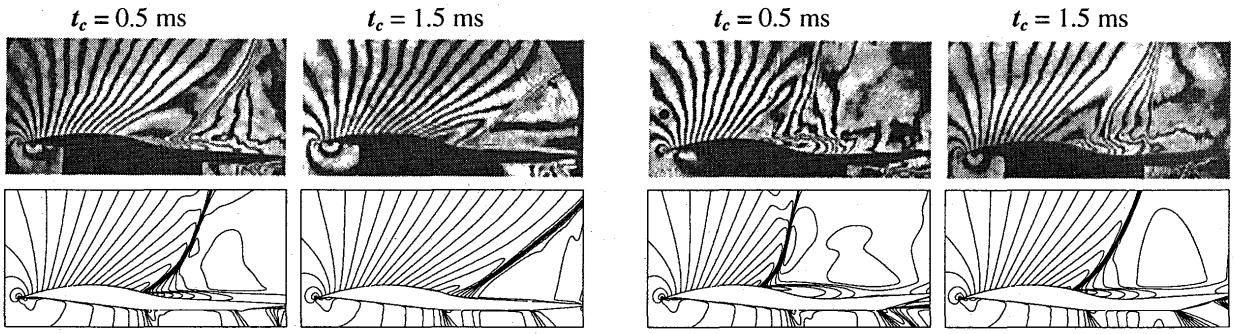
(a) Condensation-free flow, pure N_2-gas, flat plate slope: β_r=-3deg.



(b) Condensation-free flow, N_2/H_2O-60%RH, flat plate slope: β_r=+3deg.

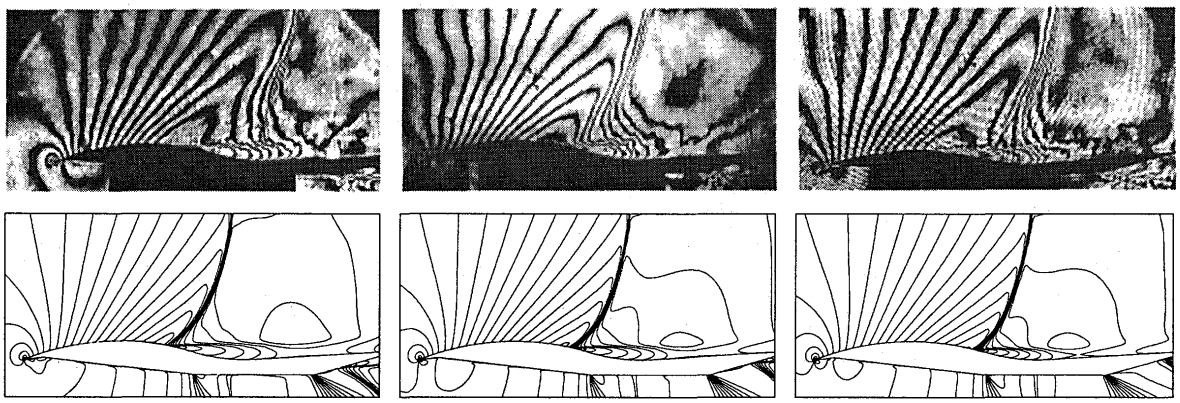
Fig.5 Time change of shock-induced separation in shock tube experiment, M_2=0.85, S: separation point, δ_{inv}: location of density gradient inversion.

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.



(a) β_r=-3deg. **(b) β_r=+3deg.**

Fig.6 Holographic pictures (upper) and iso-density contours (lower) indicating shock wave generation, without wall-condensation, M_2 =0.85±0.01.



(a) N_2/H_2O- 60%RH T_w =293K **(b) N_2/H_2O- 60%RH T_w =258K** **(c) N_2/H_2O- 90%RH T_w =258K**

Fig.7 Holographic pictures (upper) and iso-density contours (lower) indicating effect of wall-condensation, M_2 =0.85, t_c =1ms

(a)に示すβ_r=-3deg では、冷気流が通過すると剥離点 S は下流へ移動し、壁面からの密度勾配が反転する距離δ_{inv}は急速に小さくなる。やがて剥離は消失し、壁面に付着した流れとなり、理想的な収縮圧縮波・斜め衝撃波が形成される。これに対し、β_r=+3deg では、平板部による逆圧力勾配が大きいため、剥離が残る不安定な流れとなっている。

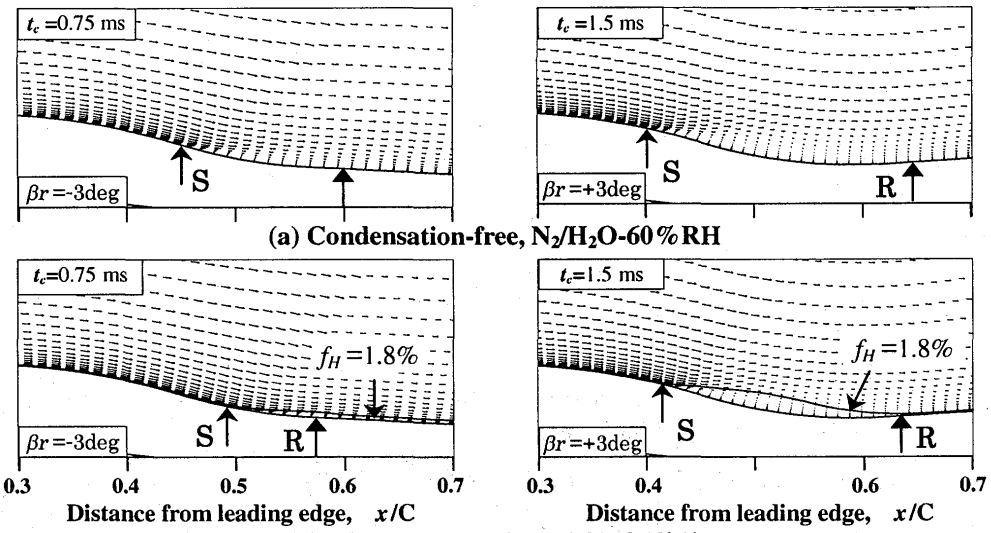
Fig.6 の実験と N-S 数値解析による等密度分布図から、初期 t_c=0.5ms には衝撃波の発生位置がやや前方である点、衝撃波後方の膨張波を強く捉えている点が実験と異なるが、衝撃波の傾きや剥離泡の縮退する様子はよく反映されている。これは乱流モデルで拡散の影響が強く出ているためと考えられる。剥離のない(a) t_c =1.5ms では衝撃波後方の非常に薄い境界層までかなり正確に表現できている。

Fig.7 から、水蒸気成分が凝縮することによって、衝撃波が強くなり、剥離泡が薄くなっている。また濃度が高いほど剥離の抑制が強いことがわかる。

5. 境界層構造と質量移動

Fig.8 に壁面近傍の速度ベクトルと水蒸気分率を示す。S と R は剥離点と再付着点を表している。水蒸気の凝縮がない場合(a)、壁面近傍まで水蒸気分率 f_H は主流と同じ 1.8%となっている。過冷却条件下(b)では、水蒸気成分が凝縮により壁面への質量吸込の影響で剥離が抑制されている。拡散による供給の間に合わない剥離点後方で壁面付近の水蒸気濃度が小さくなっており、剥離の大きなβ_r=+3deg でその傾向が強く出ている。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.



(a) Condensation-free, N_2/H_2O-60%RH

(b) Wall-condensation, N_2/H_2O-60%RH

Fig.8 Separation bubble indicated with velocity vector and vapor mass fraction

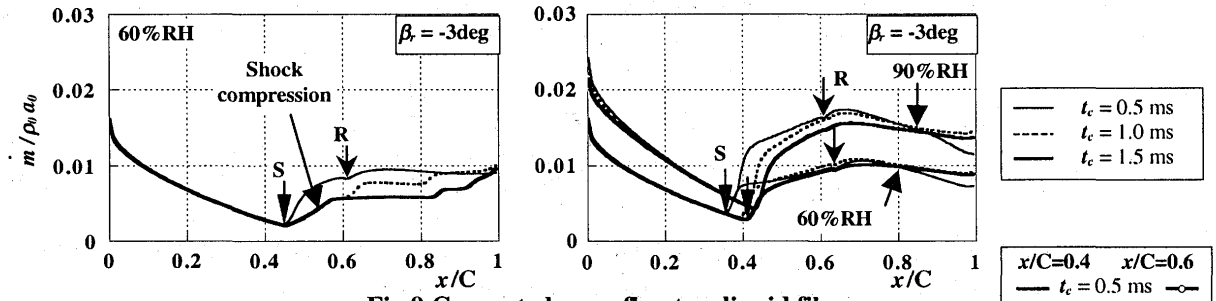
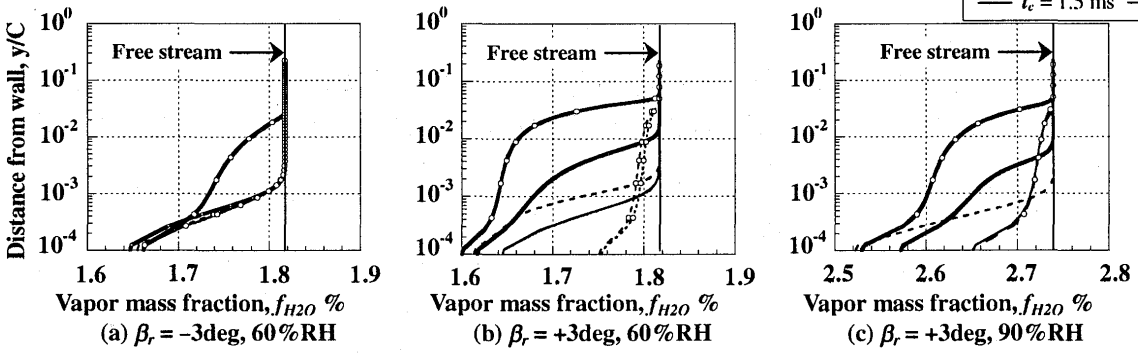


Fig.9 Computed mass flux to a liquid film



(a) β_r = -3deg, 60%RH (b) β_r = +3deg, 60%RH (c) β_r = +3deg, 90%RH

Fig.10 Distribution of vapor mass fraction from the wall

Fig.9 に過冷却壁面への水蒸気質量吸込量を示す。剥離点 S より前方では時間による変化は小さく、膨張により主流の密度が低下するのに合わせて吸込量が減少している。β_r=-3deg では 1ms 以降、剥離は完全に抑制されているため、衝撃波による圧縮の影響が明確に現れている。β_r=+3deg では剥離域で質量吸込が多くなっている。

Fig.10 に壁面モデル先端からの位置 x/C=0.4、0.6 における過冷却壁面からの水蒸気分率の分布を示す。β_r=-3deg において 0.5ms では熱気流領域②の影響が残っている。一方、β_r=+3deg では 1ms 以降の x/C=0.4 で剥離前の境界層を、x/C=0.6 で剥離内部の分布を示している。剥離内では、壁面へ吸収された水蒸気成分が補給されないため濃度が低くなっているが、壁面極近傍（$y/C<10^{-3}$）では逆流により水蒸気が輸送されるため、剥離外の境界層を示す x/C=0.4 よりも濃度が高くなっている。

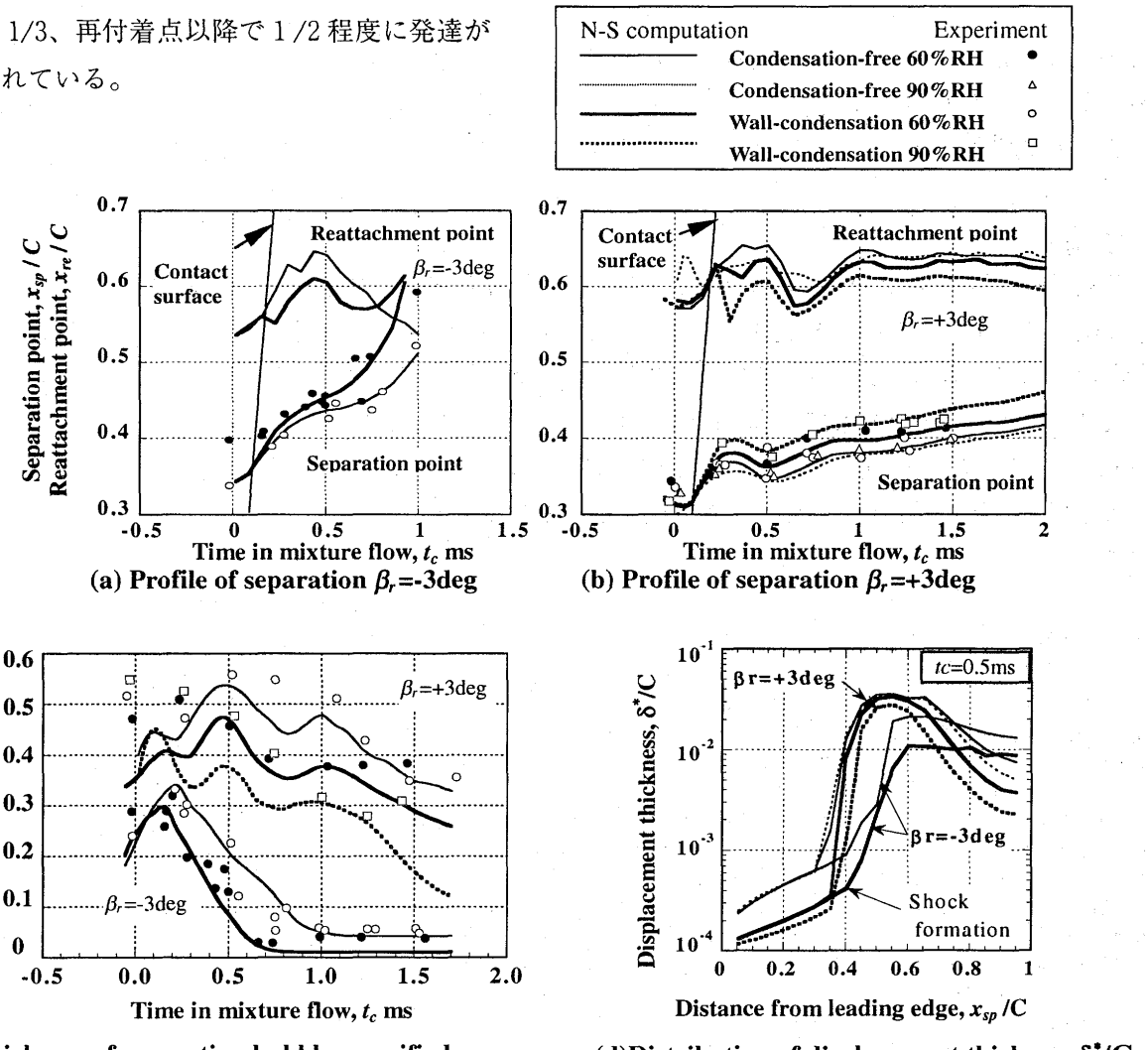
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

6. 剥離泡と凝縮の影響

Fig.11(a)(b)に剥離点と再付着点の時間経過を示す。いずれの条件でも実験と数値解析の結果はよく一致している。β_r=-3deg で非冷却条件では剥離点が後方へ、再付着点が前方へ移動する形で剥離が収縮していくのに対し、壁面凝縮時には剥離域が下流へ押し流されるように縮退している。β_r=+3deg の 1ms 以前の再付着点の激しい変動は、剥離内の熱気流成分が下流へ押し流されていく過程を示している。相対湿度 60%において、壁面冷却により剥離点は翼長に対し２％下流へ、再付着点は前方へ移っている。壁面冷却による水蒸気成分の壁面への質量吸込量が大きい湿度 90%においてその効果が大きく現れ、剥離点は４％下流へ移動している。

(c)はモデル中心部での密度反転層厚さδ_{inv}の時間経過を示している。β_r=-3deg では剥離は縮小し、完全付着流へと移行するのにかかる時間が、凝縮により 1ms から 0.8ms へと短縮されている。β_r=+3deg では、0.5～1.5ms にかけてδ_{inv}は凝縮により抑制される。過冷却条件下で、δ_{inv}/C は 1ms 以降、湿度 60%の場合で 0.4、湿度 90%で 0.3 程度で推移するが、計算では単調に減少してしまっている。

t_c=0.5ms、翼面中央での境界層排除厚さδ^*の分布を示したのが(d)である。δ^*は剥離と衝撃波の生成により急激に増大するが、凝縮により剥離点の前方で 1/3、再付着点以降で 1/2 程度に発達が抑制されている。



(a) Profile of separation β_r=-3deg

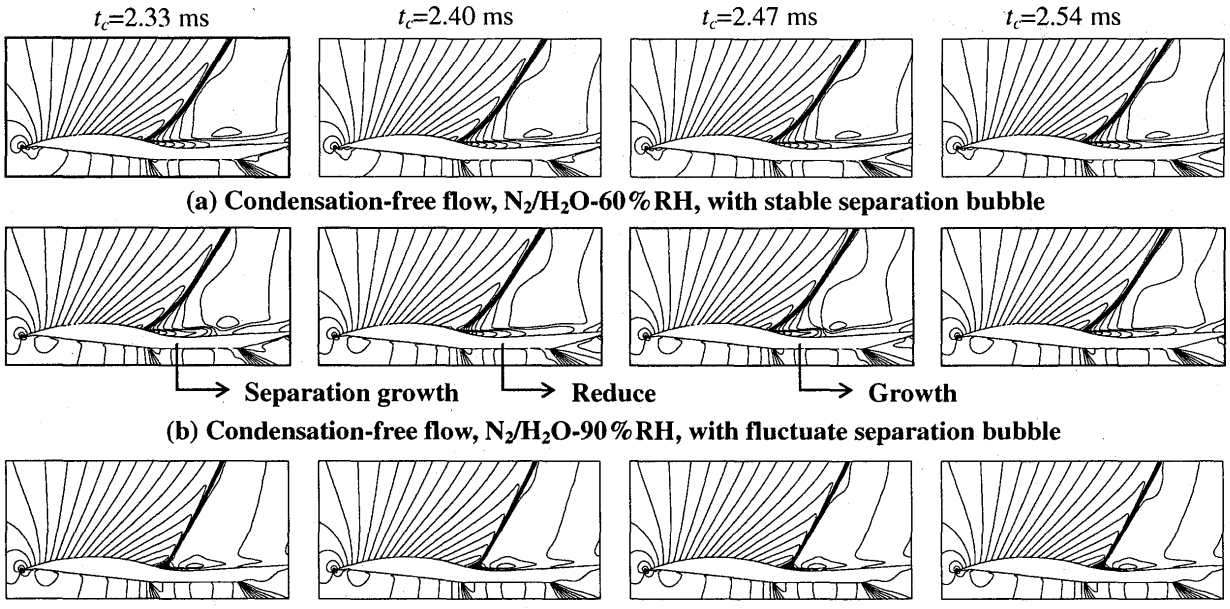
(b) Profile of separation β_r=+3deg

(c) Thickness of separation bubbles specified as location of density gradient inversion, at x/C=0.5

(d)Distribution of displacement thickness δ^*/C

Fig.11 Effect of wall-condensation, M_2=0.85

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.



(a) Condensation-free flow, N_2/H_2O-60%RH, with stable separation bubble

(b) Condensation-free flow, N_2/H_2O-90%RH, with fluctuate separation bubble

(c) Wall-condensation flow, N_2/H_2O-90%RH, with stable separation bubble

Fig.12 Suppression of fluctuate separation bubble, β_r=+3deg

最後に Fig.12 に剥離の振動の様子を示す。湿度 60%非冷却条件(a)では見られなかった、剥離が振動する兆候が湿度 90%(b)で発生している。剥離の発生位置はほとんど変化せず、再付着点以降壁面近傍の密度分布が顕著に変化している。しかし、この振動も凝縮によって抑制されている (c)。

7.結論

凹面形状を持つ過冷却壁面を通過する窒素・水蒸気混合気体の遷音速流を対象に、境界壁面での簡単な凝縮モデルを含む二相 N-S 乱流解析を行った。衝撃波管実験では、時間依存過程である凝縮が高速非定常流れに与える影響を十分に把握することができた。剥離の消失する流れでは、凝縮により衝撃波の生成は促進され、発生位置は下流に移行し境界層は非常に薄くなった。剥離の持続する流れにおいても、凝縮により境界層の発達・剥離が抑制されることが確認できた。数値解析においても、この結果とよい一致を見ることができた。今後は、さらに、乱流モデルの混合気体への適用、混合気相内での凝縮核形成モデルの導入が課題となる。

参考文献

[1] Outa, E., Matsuda, E. and Tajima, K.: *Shock Tube Study on Non-Equilibrium Wall Condensation of a Super–Heated Freon Vapour Flow*, Shock Tubes and Waves, Proceedings 16th Int. Symp. on Shock Tubes and Waves, Aachen, 1987, pp.289-295.

[2] Matuszkiewicz, A. and Vernier, Ph.: *Two-Phase Structure of the Condensation Boundary Layer with a Non-condensing Gas and Liquid droplets*, Int. J. Multiphase Flow, Vol. 17, No. 2, 1991, pp.213-225.

[3] Schnerr, G.H. and Dohrmann, U.: *Transonic Flow Around Airfoils with Relaxation and Energy Supply by Homogeneous Condensation*, AIAA J., Vol. 28, No. 7, 1990, pp.1187- 1193.

[4] Schnerr, G.H. and Bohning, R.: *Compressible Turbulent Boundary Layers with Heat Addition by Homogeneous Condensation*, AIAA J. ,Vol. 30, No. 5, 1992, pp.1284-1289.

[5] Hirahara, H., Yamashita, K., Kawahashi, M., and Wu, L.Y.: *Numerical Simulation of Compressible Viscous Two–Phase Flow with Condensation*, Trans. JSME–B, Vol. 61, No. 582, 1995, pp.399-405.

[6] Robinson, C.E. and Bauer, R.C.: *Estimating Water Vapor Condensation Effects for Transonic and Supersonic Flow Fields*, AIAA Paper 85-5020, 1985.

[7] Chien, K.Y.; *Predictions of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low- Reynolds-Number Turbulence Model*, AIAA J., Vol. 20, No. 1, 1982, pp.33-38.

[8] Outa, E., Semba.K, et al.: *Shock Wave Formation and Boundary Layer Separation on Concave Wall in Vapor-Mixture Flow with Wall-Condensation*, Shock Wave, Proceedings 5 th Int. Symp. on Experimental and Computation Aerothermodynamics of Internal Flows, Gdansk, 2001,pp415-428

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－5

遠心圧縮機の羽根付ディフューザ内の非定常内部流動の研究

＊澤頭聡(法大院)，山本孝正(航技研)，水木新平(法大)

1．緒論

遠心圧縮機は産業用ガスタービンや小型航空機用ジェットエンジンなどに用いられている．その性能を向上させるためには，流路内の流れのメカニズムを知ることが必要である．しかし，流路内の流れは複雑な形状に加えて，作動流体の粘性，慣性およびそれに作用する遠心力やコリオリ力などの外力により複雑な三次元流れを呈している．これら内部流れを解明するために，実験および数値解析により研究が続けられている．[1]

本研究では大型ラジアルターボチャージャの遠心圧縮機を使用し，羽根車下流にディフューザ翼を取り付け，ディフューザ内の非定常圧力分布を詳細に測定し，周期的に変動するディフューザ内の流れと圧力回復性能を調べた．

2．実験装置および実験方法

Fig. 1に実験装置の概略を示す．作動流体である空気はフィルターからベルマウス，吸い込み管を通り，羽根車に入る．そこで圧縮された後，平行壁翼付きディフューザを通って大気に開放される．

流量の調節はディフューザ出口の周囲に取り付けた穴付き鉄板の穴面積を調節することにより行った．ディフューザを含めた最大外径1590mm，羽根車は入口外径600mm，出口外径830mm，羽根入口角65deg，羽根出口角55deg，羽根出口高さ51mm，羽根枚数は主羽根8枚，中間羽根8枚の後方彎曲型オープン羽根車である．羽根車の回転により周期変動する非定常流れの測定を行うため，羽根車回転軸にはエンコーダを直結してある．

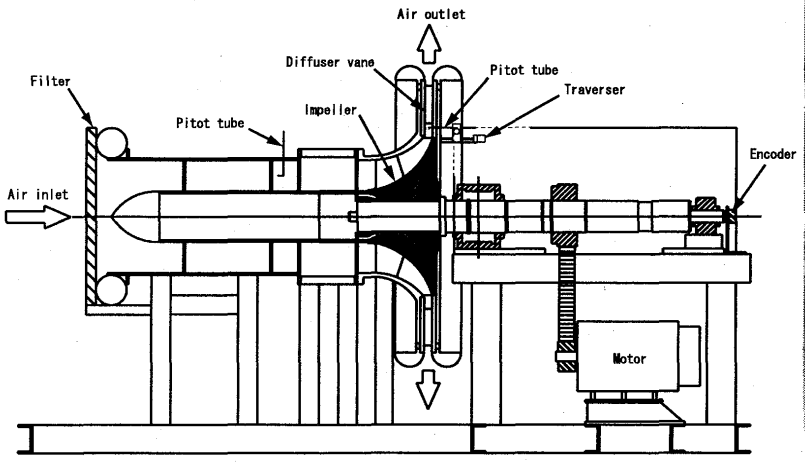


Fig. 1　実験装置

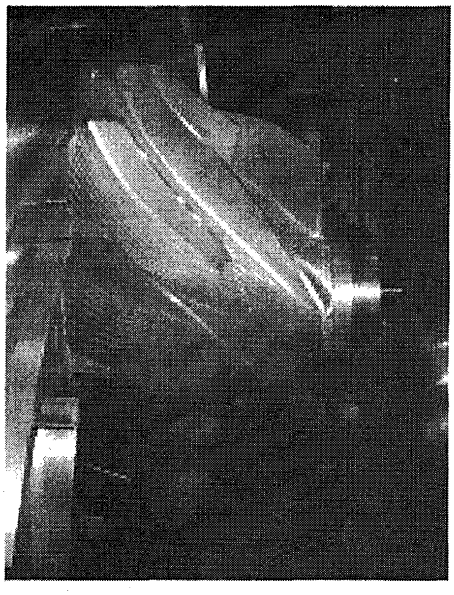


Fig. 2　遠心羽根車

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ　via 216.73.216.204, 2025/07/05.

ディフューザの非定常流れを調べる方法の1つとして，シュラウド側のディフューザ壁面に設けた153個の壁圧測定孔に，高応答性圧力変換器を差し込み，非定常壁圧分布を測定した．今回の測定では，羽根車回転数を800rpm（出口周速度34.7m/s）に固定し，流量を9通りの設定で行った．1測定点あたりのデータサンプリング数は，8つの羽根車流路の流れが同一であると仮定し，連続した64回転分のデータをサンプリングすることにより512個(64x8)採取した．また，ディフューザ翼間流路入口の流れを調べるため，5孔ピトー管を用いてスパン方向に29点トラバースさせ時間平均流を得た．

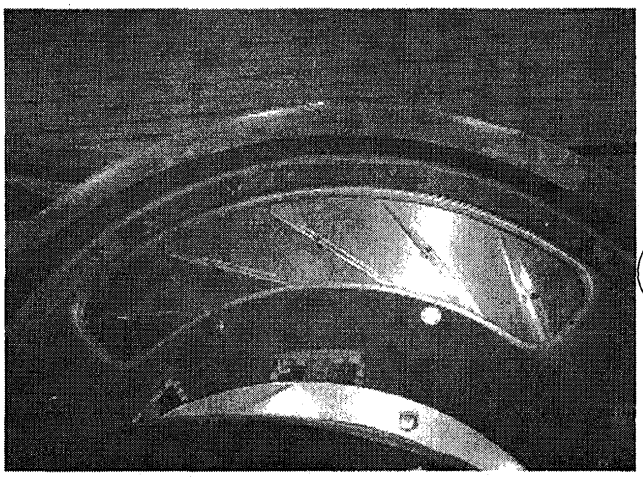


Fig. 3　ディフューザ翼間流路測定用窓

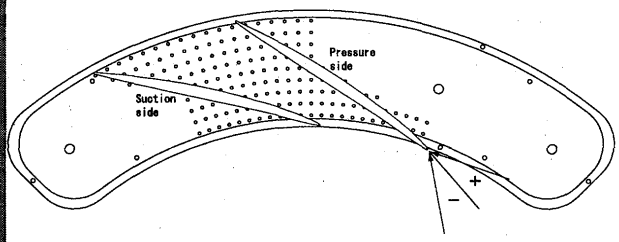


Fig. 4　測定窓概略図

3．解析方法

圧力回復係数はディフューザ入口および出口の静圧から式(3.1)より求めた．また，ディフューザ内局所壁面圧力としての静圧係数は式(3.2)，(3.3)より求めた．また，壁面圧力変動を示すため Cps_{rms} を式(3.4)で求めた．

$$Cp = \frac{Ps_4 - Ps_3}{0.5\rho U_2^2} \qquad (3.1)$$

$$\overline{Ps} = \frac{1}{512}\sum_{i=1}^{512} Pi \qquad (3.2)$$

$$\overline{Cps} = \frac{\overline{Ps} - Ps_1}{0.5\rho U_2^2} \qquad (3.3)$$

$$Cps_{rms} = \frac{Ps_{rms}}{0.5\rho U_2^2} \qquad (3.4)$$

$$Ps_{rms} = \sqrt{\frac{1}{512}\sum_{i=1}^{512}\left(Pi - \overline{Ps}\right)^2} \qquad (3.5)$$

Cp　:圧力回復係数
$\overline{Cps}$　:静圧係数
Cps_{rms} :静圧係数RMS値
Ps_1　:羽根車入口静圧
Ps_2　:羽根車出口静圧
Ps_3　:ディフューザ入口静圧
Ps_4　:ディフューザ出口静圧
（Ps_3 と Ps_4 はディフューザ翼間流路の中央の値）
U_2　:羽根車周方向速度
ρ　:標準状態密度

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

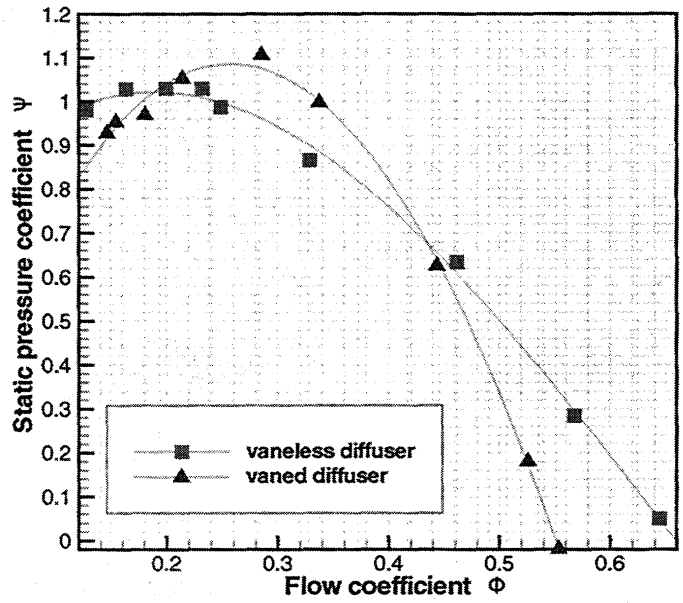


Fig. 5　圧縮機の特性曲線

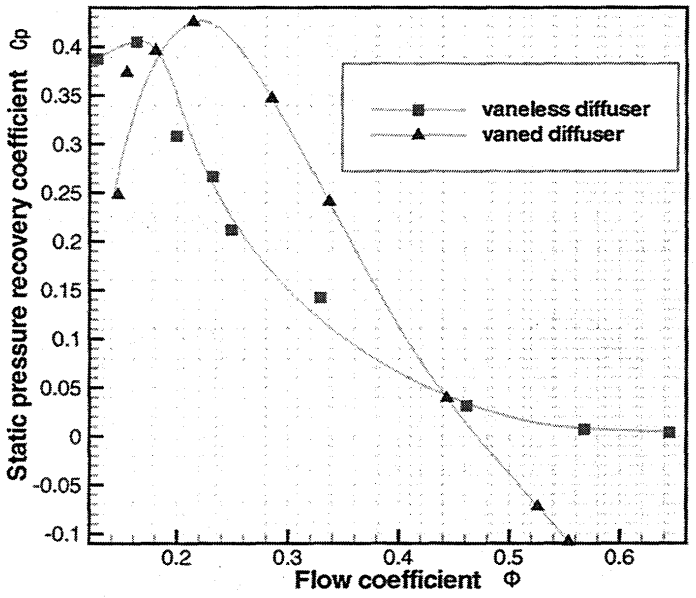


Fig. 6　ディフューザ部の
圧力回復係数－流量特性

4．実験結果および考察

4.1　全体特性と内部流動

本圧縮機の静圧係数－流量係数特性曲線を翼無し平行壁ディフューザおよび，翼付きディフューザの場合についてFig. 5 に示す．また，双方のディフューザの圧力回復係数をFig. 6 に示す．また，ディフューザ翼の翼列流路内のケーシング側壁圧の時間変動を，非定常静圧係数分布（$\overline{Cps}$）および，そのRMS値分布（Cps_{rms}）を用いてFig. 7～Fig. 10 に示す．

翼無し平行壁ディフューザの設計流量をΦ=0. 23 と考えて，ここでのインシデンスが0 になるようにディフューザ翼を取り付けた．Fig. 5 より，ディフューザ翼を取り付けると，Φ=0. 19からΦ=0. 44 では翼無しに比較し，高い静圧上昇が得られることが分かる．約7. 4% 静圧係数が上がっている．また，Fig. 6より圧力回復係数を比較しても，Φ=0. 18 からΦ=0. 44 ではディフューザ翼付きでは翼無しに比較し，高い圧力回復係数が得られている．約5. 1% 圧力回復係数が上がっている．また，翼付きの方が翼無しに比べて高流量側に，静圧係数，圧力回復係数とも，その最高点が移動している．さらに，Fig. 5 とFig. 6を比較して分かる通り，静圧係数と圧力回復係数との最高点の流量は異なっている．

次に，Φ=0. 19 から低流量およびΦ

Table. 1　各流量におけるディフューザ入口での流れのインシデンス

Flow coefficient Φ	0.145	0.153	0.18	0.214	0.285	0.34	0.43	0.53	0.55
Incidence angle i (deg)	+7.2	+4.8	+2.4	0	-1.2	-9.6	-18.0	-31.2	-36.0
Diffuser inlet flow velocity V (m/s)	9.80	13.11	17.77	20.57	21.94	23.54	25.23	26.66	26.91

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

=0.44より高流量において翼付きではディフューザの性能が低下しているが,これはディフューザ翼に対するインシデンスが,Φ=0.21より小さければ正の値となり(Table.1),負圧面ではく離が生じやすいためと考えられる.高流量域になると逆にインシデンスが負となり,やはり正圧面ではく離が生じやすいからと考えられる.また羽根車出口の流速が速くなるために,スロートの流速が増大し圧力損失が増すことと,インシデンスの絶対値が大きいことのため高い圧力回復係数を得られない.

4.2 ディフューザ翼間流路非定常静圧分布

流量係数Φ=0.29(Fig.7)では,最も高い圧力上昇がみられた.流路入口から出口にかけて全体にわたり高い圧力回復が見られ,等圧線もほぼ翼に垂直となっている.このことから,ディフューザ翼の取り付け角に沿って流入している無衝突流入であることがわかる.比較的低流量域であるΦ=0.153(Fig.8)と比較すると,羽根車の羽根の通過後のウエークの影響は,設計流量ではあまり見られない.

Fig.8の静圧係数分布(Φ=0.153)を見ると,不安定な流量域であることと,ディフューザ翼に対するインシデンスがあるため等圧線の乱れが見られ,圧力の回復は期待できない.

Fig.9の流量係数Φ=0.29のRMS分布を見ると,流路全体にわたって特に大きな圧力変動はないことから,翼に沿って流入していると考えられる.また,静圧係数分布と同じように,ディフューザ翼に垂直な方向に分布している.

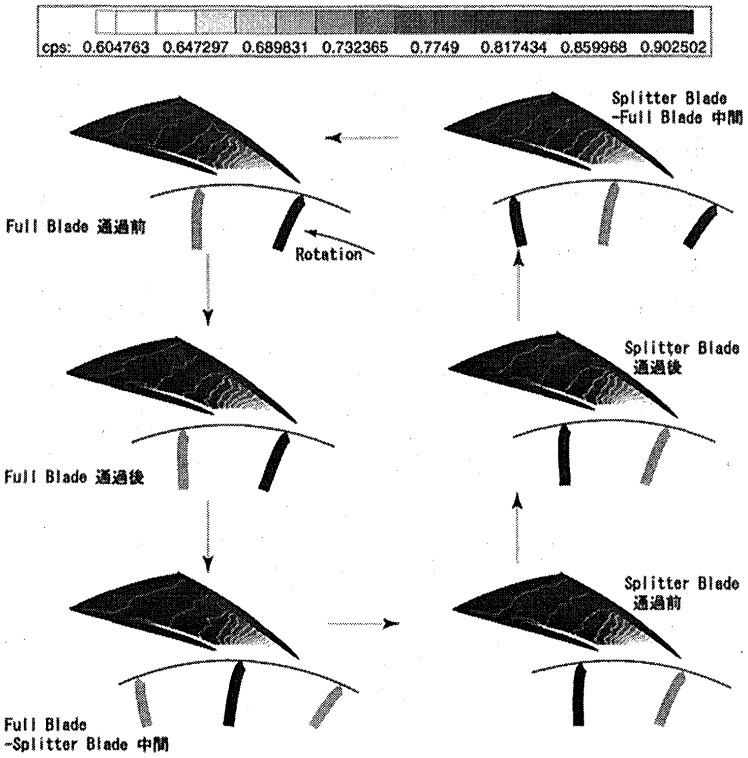


Fig.7 ディフューザ翼間流路 $\overline{Cps}$ 分布(Φ=0.29)

※黒が主羽根,グレーが中間羽根

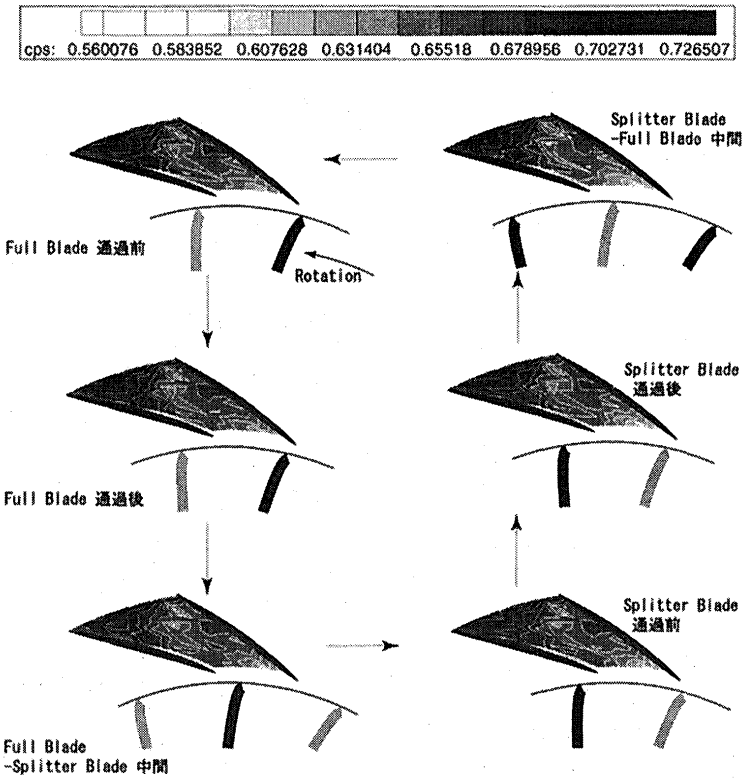


Fig.8 ディフューザ翼間流路 $\overline{Cps}$ 分布(Φ=0.153)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

Fig. 10 では，翼間流路入口で圧力変動が大きくなっているが，これはディフューザ翼前縁から負圧面に生じるはく離のためと考えられる．概して静圧係数の低い領域と，RMS値の大きい領域は一致している．

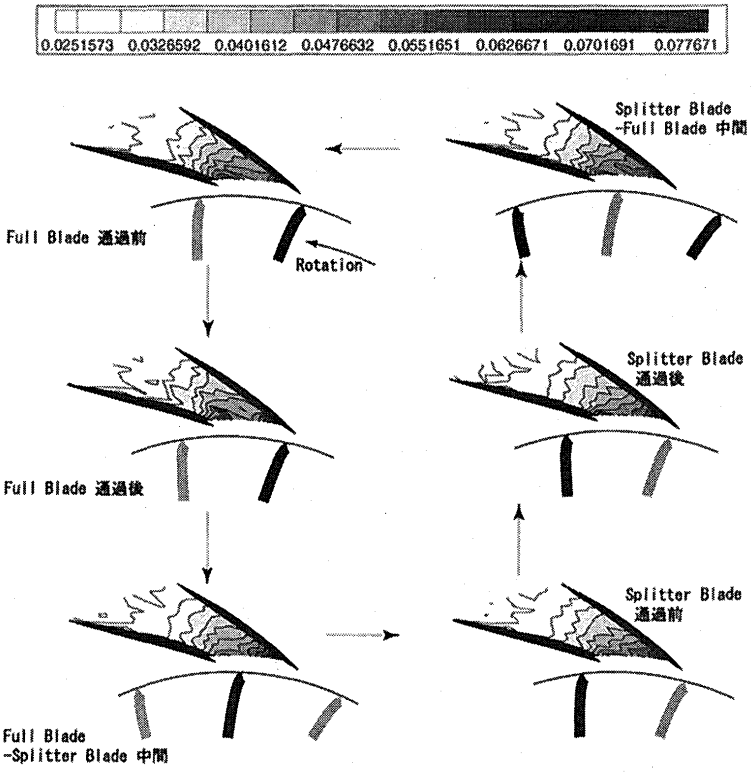


Fig. 9　ディフューザ翼間流路 Cps_{rms} 分布 (Φ =0. 29)

5．結論

1) 翼付きディフューザで高効率の得られる運転範囲は流量係数Φ =0. 19 からΦ =0. 44の範囲であった．また，翼付きディフューザでは最高点が高流量側に移動した．

2) 翼間流路内の圧力上昇および変動はディフューザ翼に対する流入角によって大きく変わってくる．

3) 流量が増加，あるいは減少すると，翼付きディフューザの場合の方が性能が悪くなる．

6．参考文献

[1] 吉永拓郎
遠心型羽根車の 3 次元内部流動に関する研究
法政大学　修士論文（1999 年 3 月）

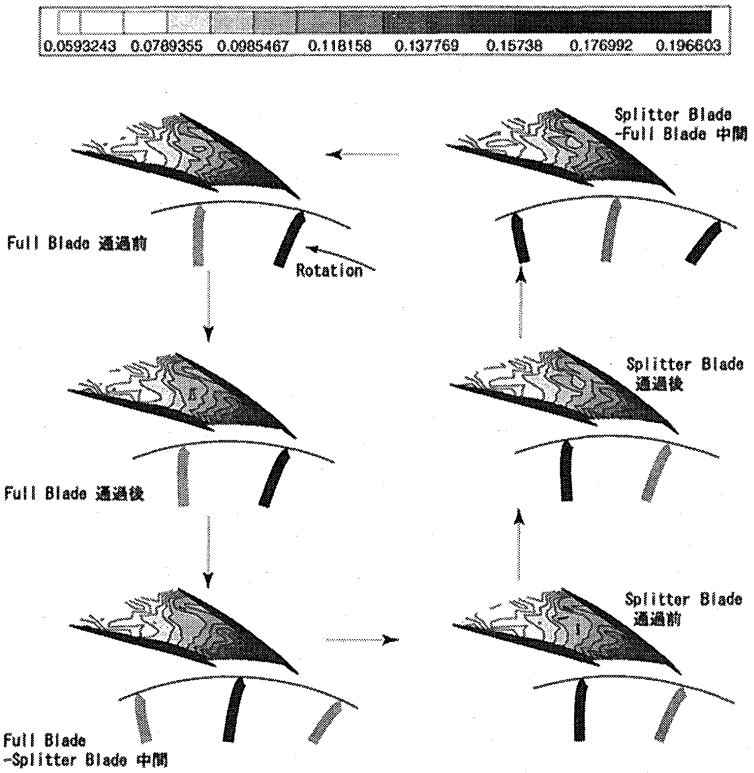


Fig. 10　ディフューザ翼間流路 Cps_{rms} 分布 (Φ =0. 153)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－6

円形翼列に生じる不安定流れの PIV 計測

PIV Analysis of Unsteady Flow Induced by Circular Cascade

*和田光真（工学院大）高間信行 吉識晴夫 加藤千幸（東大生研）飯田明由（工学院大）

1. 概要

高効率ガスタービンの研究開発が環境問題，代替燃料問題を解決する目的で行われている．ガスタービンの作動範囲拡大にともない，広い流量範囲で圧縮機の高効率化を図るため，遠心圧縮機入口部に可変入口案内翼を取り付け入口予旋回を制御することが行われている．しかし，可変入口案内翼を半径方向から大きく傾けて使用する少流量領域では卓越した周波数特性を持った不安定流れが生じ，異音を伴うとともに圧縮機効率が低下することが確認されている[1]．著者らは，これまで熱線流速計を使用した空気流実験により変動流の発生状況，流れの構造を検討してきた[2][3]．熱線流速計を用いた空気流を対象とした実験では，流れ場中にセンサが存在することになり，同時に多数点での流速を計測するということは流れ場への影響もあり難しい．また，流れ場の瞬時の 2 次元分布を計測することは困難である．しかし，不安定流れの発生原因究明のためには，円形翼列近傍での流れ場の空間的な情報をとらえることが非常に重要であると考えられる．

本実験では，PIV を使用した水流実験装置により流れ場の 2 次元速度分布を計測する．水流実験装置では，アクリル翼による影や旋回流に流入する気泡などの影響によって実験条件が制約されるが，入口案内翼周りの瞬時の 2 次元速度分布を計測することにより，不安定流れの現象を捉えることができたのでここに報告する．

2. 実験装置及び実験方法

本実験装置は旋回流発生装置と画像流速計システムからなる．Fig. 1 に実験装置概略図を示す．流れを可視化するため配管部を除きアクリル製とした．作動流体である水は，旋回流発生装置から直管部を通じて下部タンクへと流出し，ポンプ，流量計用配管を通過し再び定ヘッドタンクに揚水される．流量は必要直管長さをもった配管部で ISA 1932 ノズルにより計測している．Fig. 2 は旋回流発生装置概略図であり，案内翼は NACA747 A-015 (翼弦長 71.58mm, 翼幅 20mm) を使用し，半径 186mm の円周上位置に等間隔に 12 枚設置した．αは半径方向を基準とした案内翼取り付け角度，θは周方向時計回りに取った角度である．半導体圧力変換器を用い，半径 48.4mm の位置 P1 における壁面圧力を計測した．

画像流速計システムは Twin Nd:YAG レーザ，ノンインターレスデジタルカメラと同期装置及びパーソナルコンピューターにより構成される．定ヘッドタンク側面より円形翼列にレーザシート光を照射し，トレーサ粒子

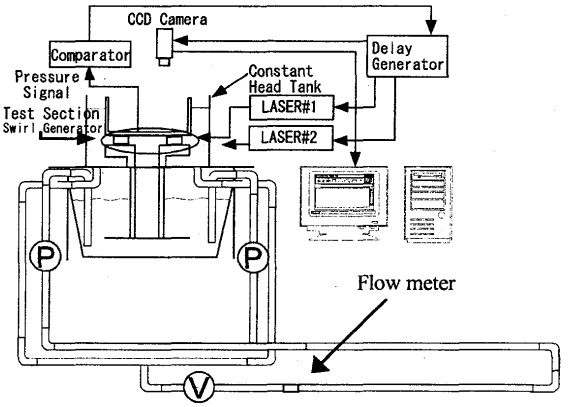


Fig. 1 実験装置概略図

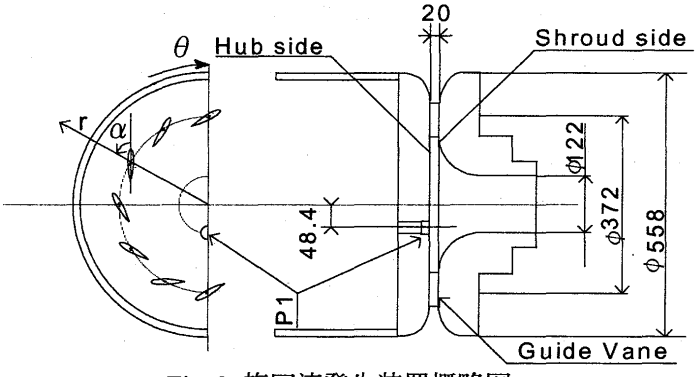


Fig. 2 旋回流発生装置概略図

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

(ナイロン 12，平均粒子直径 200 μm) の反射光を CCD カメラにより撮影した．PC に画像を転送・記録した後，相互相関法により PIV 演算を行った．使用するレーザの制限により高速連続撮影が困難であるため，P1 における圧力信号をトリガとして２つのレーザと CCD カメラを連動させサンプリングを行った．P1 における圧力センサの圧力波形をもとに，20 サンプル位相平均することにより，圧力波形１周期分の 20° 間隔時系列データを得た．

3. 実験結果及び考察

実験は入口案内翼 12 枚を設置し案内翼設定角度 α=50°，55°，60° で行った．以下では，不安定現象が顕著な α=60°，Re=6.1×10^4 の結果を中心に報告する．

3.1 圧力変動

本実験における St 数と Re 数の関係を Fig. 3 に示す．代表長さとして案内翼翼弦長 L，代表速度として流量計から求まるスロート部平均流速 U を使用し，周波数として P1 における圧力変動周波数 f を使用した．空気流実験では St 数は同一の αでは Re 数によらず一定の値を示すことが報告されている[3]．本実験の結果，翼角度 αによらず，St 数はほぼ一定の値を示しているが，空気実験に比較しばらつきが大きい．翼からの変動だけではなく抵抗調節用コーンやシュラウド側ケーシング下方のパイプなど他の変動因子が存在する可能性が考えられる．

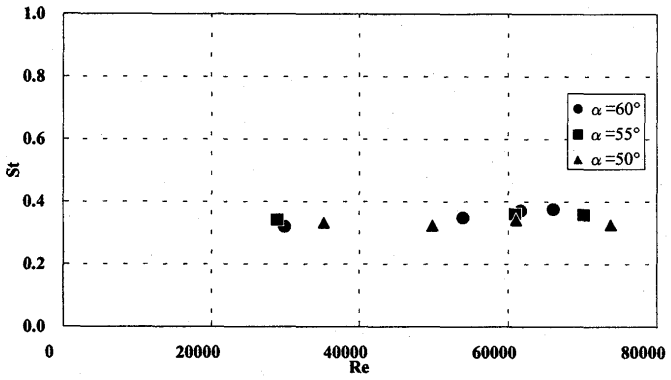


Fig. 3 St – Re の関係

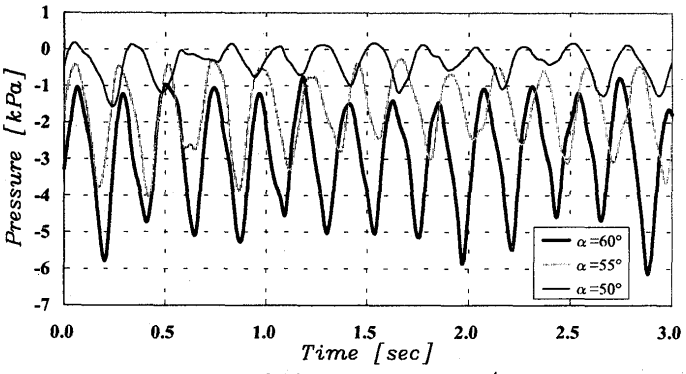


Fig. 4 圧力波形 (Re=6.1×10^4)

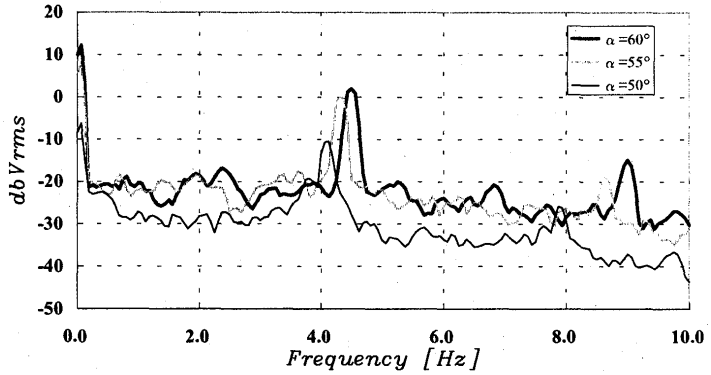


Fig. 5 パワースペクトル (Re=6.1×10^4)

Fig. 4 に Re 数一定で行った P1 における圧力波形を示す．圧力信号を用いトリガをかけ，レーザと CCD カメラを起動することから，圧力は 10Hz のローパスフィルターを介し，サンプリング周波数 256Hz で取り込んだ．この圧力波形を 4096 スキャン，8 回平均したパワースペクトルを Fig. 5 に示す．

α=60° における圧力波形 1 周期分を見ると，圧力が高い側では緩やかに変化するが，圧力が低い側では急激に変化している．αが小さくなるに従いその変化は判りづらくなる．Re 数一定の場合，αが大きくなるに従い圧力振幅は大きくなる傾向にある．パワースペクトルも空気流実験同様に 1 次成分が大きくでている．

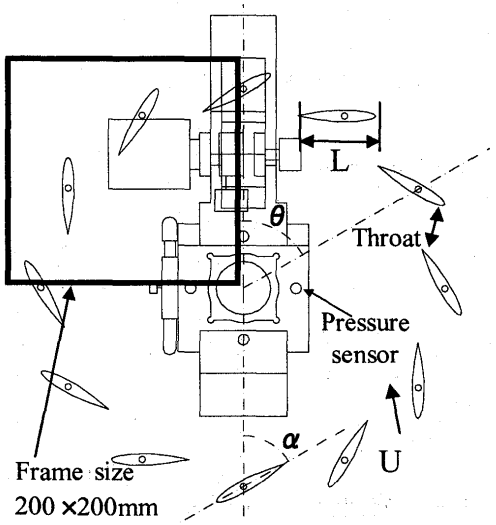


Fig. 6 測定範囲

3.2 流れの様子

CCD カメラの測定範囲を Fig. 6 に示す．すべての実験

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

条件で CCD カメラ位置は固定されており，トリガとなる P1 の位置を変えるためハブ側のケーシングを 90° ずつ回転し θ=0°，90°，180°，270° の同時間位相 4 枚の PIV 計測結果をつなぎ合わせて円形翼列全体の流れ場とした．ϕ=120° ごとの位相平均渦度分布を Fig. 8 (a) (b) (c) (d)に示す．時間位相 ϕと空間位相 θ のスロート部流量変化の関係を表わした等高線グラフを Fig. 7 に示す．流量はスロート部流速を積分して求めた．スロート部流量 Q は流量計より測定した平均流量 Q_0 により無次元化した．時間位相 ϕ=180° における，スロート部流量が大きい流れ場と小さい流れ場の拡大図を Fig. 9，Fig. 10 に示す．

Fig. 7 より，時間位相 ϕが進む(ϕ=0° から ϕ=360° 方向へ)と，空間位相 θから見た流量のピークが反時計

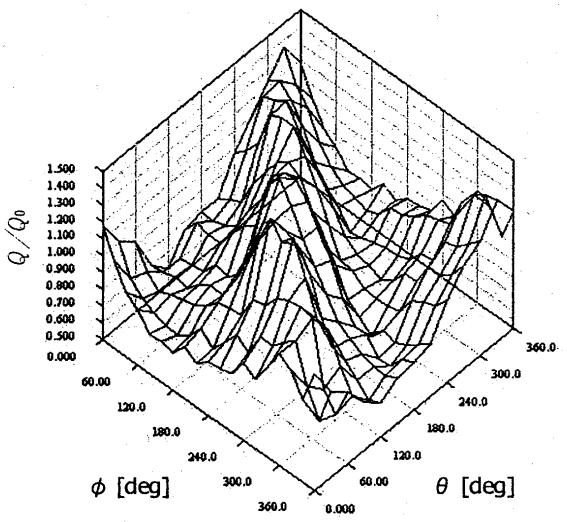
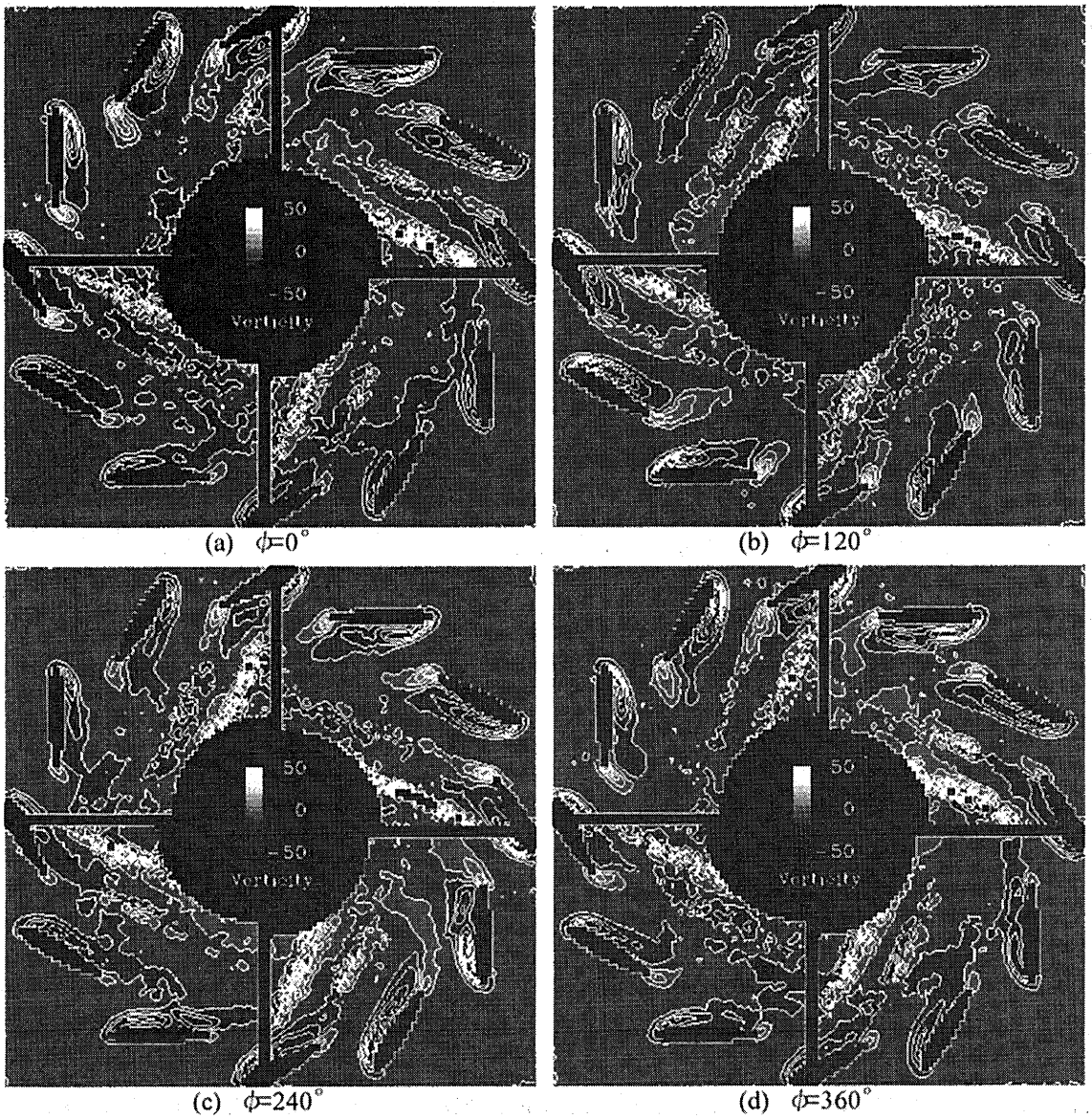


Fig. 7 スロート部流量変化



(a) ϕ=0°　(b) ϕ=120°

(c) ϕ=240°　(d) ϕ=360°

Fig. 8　α=60° 位相平均渦度分布

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

方向(θ=360° から θ=0° 方向へ)に移動していくことが確認できる．Fig. 7 における時間位相 ϕ=120° を見ると，θ=240° 付近でスロート流量が最大値を示している．このとき，位相平均渦度分布 Fig. 8 (b) θ=240° 付近では，前縁・後縁の剥離渦は共に発達している様子が確認できる．また，Fig. 7 における時間位相 ϕ=0° を見ると，θ=120° 付近で流量が最小値を示している．このとき，位相平均渦度分布 Fig. 8 (a) θ=120° 付近を見ると，後縁の剥離渦が離脱し，前縁の剥離渦が小さな塊となって後流に流されている様子が確認できる．この現象を拡大した Fig. 9，Fig. 10 を見ると，流量が最も大きいスロート c-d では後縁剥離渦の放出が始まっている．流量が最も小さいスロート b-c では，前縁の剥離渦が離脱し翼間の抵抗となっていると考えられる．また，位相平均渦度 Fig. 8 を見ると，案内翼の前縁・後縁の剥離渦の状況が旋回流と同じ方向に移動し，円形翼列一周 θ=0° から θ=360° でひと回りしている．Fig. 7 を見ても，時間位相 ϕ=0° から ϕ=360° で流量変化が θ 周りを一周していることが確認できる．ゆえに，セルの回転周期は圧力変動の周期と同じであると考えられる．



Fig. 9 位相平均渦度 最大流量 c-d

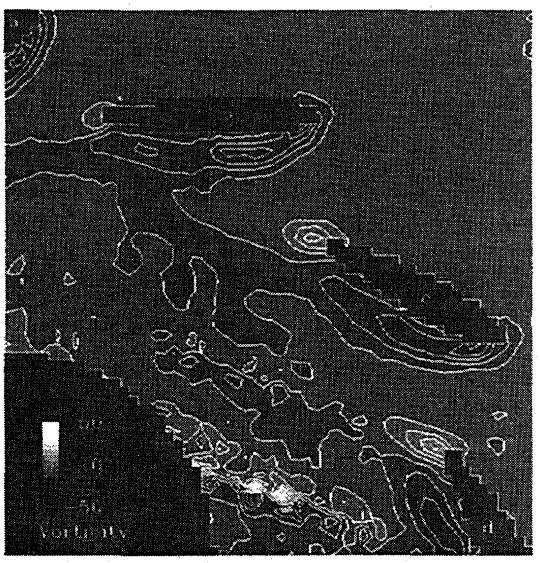


Fig. 10 位相平均渦度 最小流量 b-c

後縁の渦が離脱するとともに翼前縁の剥離渦が離脱している．翼の前縁と後縁の渦の回転方向が逆であり前縁の渦が後縁の渦に接触すると，渦同士が増速しあい，増速した後縁の渦は離脱する．前縁の渦の離脱を抑えていた後縁の渦が離脱すると，増速された前縁の渦が離脱する．この渦がスロート部を流れようとする流れの抵抗となり流量変化を生じていると考えられる．

これらから不安定現象は，前縁と後縁の不安定な渦が，翼同士相互に干渉しあい後流に渦が放出されることによって，放出された渦が翼間抵抗となり翼間の流量を変動させる．不安定現象の伝播は，後縁渦の離脱の伝播であることが確認できる．渦放出の伝播が継続して起こる場合，後縁剥離渦が一度に大きな塊で放出される．これが，α=60° の圧力波形が，α=50° と比較して大きな圧力振幅を持つ原因と考えられる．

4．まとめ

水流実験装置を用いて，円形翼列周りの流れ場の 2 次元 PIV により計測した結果，以下の結論を得た．

(1) 不安定現象の発生源は案内翼前縁及び後縁から離脱した渦である．

(2) セルは旋回流と同じ回転方向に旋回している．

(3) セルの回転周期は圧力変動の周期と同じである．

5. 参考文献

[1] 内田他，"自動車用 100kW CGT 圧縮機の開発"，日本ガスタービン学会誌，21-84，pp.83-89,1994.

[2] 高間，吉識，"入り口案内翼後方付近に発生する不安定流れ"，第 11 回ガスタービン秋季講演会論文集，pp. 19-22，1996.

[3] Takama N. and YOHIKI H., "A Study of Unsteady Flow Induced by Annular Cascade", PWR-Vol.34,1999 International Joint Power Generation Conference, pp. 559-564

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－7

中・小型産業用ｶﾞｽﾀｰﾋﾞﾝの運用と実績について

柳内雅幸（川崎重工業株式会社　ガスタービンビジネスセンター　カスタマーサポート部）

１．はじめに

日本ガスタービン学会の生産統計の資料[(1)]では陸舶用ガスタービンの出力により小型（735ｋW以下）、中型（736～22,064ｋW）、大型（22,064ｋW以上）と分類しており、本稿では概ね20,000ｋW以下の産業用ガスタービンの運用と実績について述べる。なお、筆者の勤務先の関係から取り扱うデータが片寄ってしまっていることをご容赦願いたい。

２．ガスタービンの運用形態

２．１　非常用発電装置

①原動機として冷却水が不要。②発生音が高周波のため騒音対策が容易。③運転時の低振動性と優れた耐震性能。④始動信頼性が高い。⑤月に１回程度の始動確認運転でいつでも始動可能。⑥１軸式のガスタービンを選択した場合にはより安定した周波数特性が得られる。⑦１軸式ガスタービンを選択した場合には一般に主軸が高速回転であり、過負荷耐量が大きい。⑧省スペース化と容易な運搬・据え付け。⑨排気がきれいで環境保全。等の優れた特徴があるためガスタービンが広く非常用発電装置として利用されている。

非常用発電装置は停電に備えた建築物の防災設備（屋内消火栓設備、スプリンクラー設備、非常用の照明装置等）の電源になるもの及び防災用ではないが通信設備やコンピュータ等のバックアップ用の非常時の電源となるものなど非常事態を想定して設置するものがある。消防法の定めるところにより常用電源が停電した場合に、自動始動し、４０秒以内に非常電源に切り替わり、定格負荷で消防用設備等に電源供給を有効に作動できる時間以上作動できるものとの性能上の規定が定められている。なお、非常用発電装置については大気汚染防止法で定めるばい煙（硫黄酸化物、窒素酸化物及びばいじん）の排出基準の適用が、当分の間除外されている。

２．２　常用発電装置

２．２．１　システム構成

エネルギーの有効利用を目的として、電気と同時に発電装置からの廃熱を利用して熱も供給する常用発電装置（熱電併給装置又はコージェネレーションシステムと呼ばれる。）用のガスタービンが増加してきた。下記に代表的なシステム構成例を示す。図１に具体例を示す。排ガスを乾燥炉に導き直接熱エネルギーを利用するシステムも広い意味でコージェネレーションといえる。

（１）　標準型

ガスタービンにより発電機を駆動し、廃熱回収として廃熱ボイラーを取り付けたものである。ボイラーからの蒸気はプロセス蒸気として種種の目的で利用される最も標準的なシステムである。燃料は都市ガス１３Ａ、ＬＰＧ、灯油、軽油及びＡ重油に対応可能である。

（２）　熱電比可変形

余剰蒸気がある場合にはそれをガスタービン内に噴射し、熱エネルギーを電力に変換する。蒸気噴射系統は従来からのＮＯｘ低減用に加え、出力増加用を備えており、燃焼状態を良好に保ちながら、ＮＯｘ規制値を満足するよう噴射蒸気量の配分を自動制御する。

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

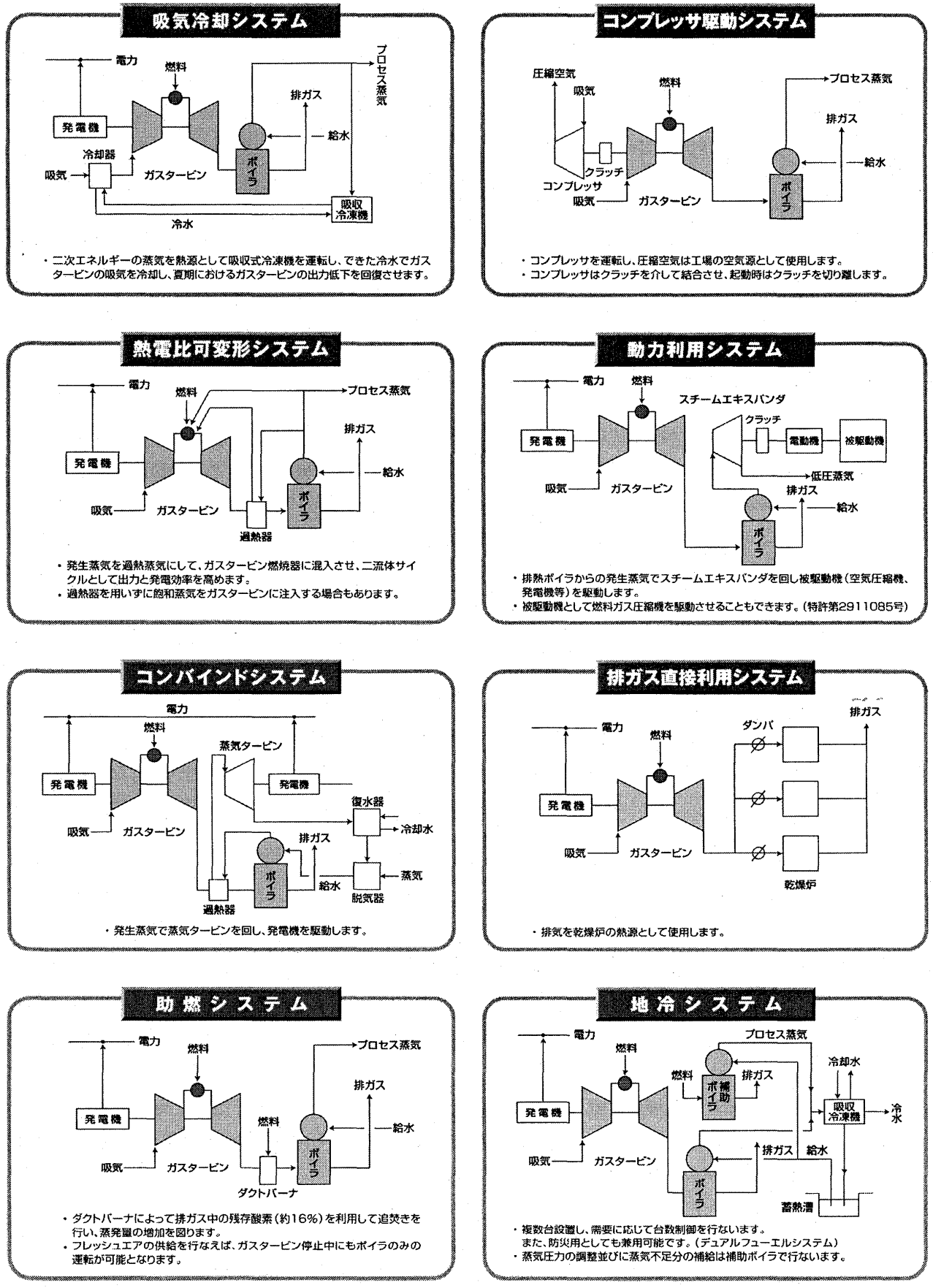


図1　コージェネレーションシステム構成例

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

（3） コンバインドサイクル

ガスタービンの廃熱ボイラーの蒸気を蒸気タービンに導き発電することにより非常に高い発電端効率が得られる。

（4） 再生サイクル

ガスタービンの圧縮機で圧縮された空気を燃焼器に入る前に熱交換機で予熱することにより高い発電端効率が得られる。熱交換機を出た廃熱はさらに廃熱ボイラで蒸気生成の熱源となる。

2．2．2 ＮＯｘ低減方法

ガスタービンはもともとばい煙量は少ないがそのままの状態では大気汚染防止法による規制値を満足することは特にＮＯｘ値（７０ｐｐｍ Ｏ2＝１６％）に関しては困難である。地方自治体によっては条例によりさらに厳しい指導基準を設けている場合があり、一般的に次に示すような方法により対処している。排ガス脱硝による後処理によりＮＯｘ値を下げることもできるが、装置が大きく初期投資が必要であり運用コストも上昇するため中・小型ガスタービンでは設置台数は多くない。

（1） 水噴射又は蒸気噴射方式

ガスタービンの燃焼領域に水あるいは蒸気を噴射して火炎温度を下げ、ＮＯｘ低減を計る方法である。燃焼器やエンジン本体に大きな改造を加えずに、燃料ノズル等を部分的に改造することによって、比較的容易にＮＯｘ低減を計ることができるため、最も簡単で確実なＮＯｘ低減方法として一般に実用化されている。一般に８０％程度のＮＯｘ低減率が得られているが、蒸気噴射の場合は水の蒸発潜熱を利用できないため、低減効果は水の場合よりも低い。また、水及び蒸気噴射とも噴射量の増加ともに低減効果は頭打ちになる傾向を示しており、噴射量が多すぎるとＣＯや未燃炭化水素の排出が増え、燃焼が不安定になる。

水噴射の欠点としては、エンジンの熱効率が低下することや、純水処理が必要なために設備費や運転経費などの経済負担が増加することがあげられる。蒸気噴射の場合はエンジンの熱効率は上昇するが、総合効率は低下する。また、噴射蒸気の質の管理を十分に行うことが必要である。

（2） 希薄予混合燃焼方式

燃料を燃焼室内に噴射する前に空気と均一に混合することにより局所的な高温部を無くすとともに、理論空燃比よりかなり希薄な状態で燃焼させることにより火炎温度を下げ、ＮＯｘの発生を減少させる方法である。ＮＯｘの低減効果が非常に大きいため、実用化あるいは実用化を目指して開発が進められている低ＮＯｘ燃焼技術のほとんどがこの原理に基づくものであり、ＤＬＥ（Dry Low Emissions）燃焼技術と呼ばれる。しかしながら、低ＮＯｘでかつＣＯ及び未燃炭化水素の発生が少ない安定燃焼範囲が非常に狭いため、これを広げるために、パイロット燃料による拡散燃焼を併用し、可変機構による空気流量の制御やバーナ本数の切り替えによって混合気の空燃比を制御する方法を採用している。原理的には液体燃料においても本方式は適用可能であり、ＮＯｘレベルはガス燃料の場合ほど低くはないが、実用化されている。

（3） 触媒燃焼方式

燃料と酸素を低温（約９００℃）で反応させることにより、ＮＯｘを全く発生させない燃焼方法である。「無炎燃焼」であるため通常の燃焼反応でみられるような火炎も発生しない。（2）希薄予混合燃焼方式のガスタービンと比較して、ＮＯｘは１／１０以下の８ｐｐｍ（Ｏ2＝０％換算値）というかってない低ＮＯｘが得られている。触媒燃焼器は（2）希薄予混合燃焼方式の燃焼器に比較し、若干大きい程度であり、特別な設置スペースは不要である。また、ＮＯｘ低減用の純水装置や脱硝装置は不要であり、メンテナンスコストも低減可能となる。世界的に最も環境規制の厳しい北米において実

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

稼働が予定されている。

2．3　常用非常用兼用発電装置

通常は常用発電装置として使用し、非常時（防災時）には非常用発電装置として使用されるものである。常用発電装置の常用燃料がガス燃料の場合に、非常時にｶﾞｽ燃料が絶たれたときには給電を継続したまま約１０秒間で自動的に液体燃料に切り替わる。発電装置が停止（スタンバイ）状態にあるとき、非常用電源として始動指令が出た場合には自動的に液体燃料で４０秒以内に始動完了し、給電する。ガスと液体の両方の燃料が使用可能な場合デュアル仕様と呼ぶ。常用発電装置は定期点検などの保守が必要なため、消防法により発電設備は２台以上設置する必要があり、１台の出力で消防設備等を有効に作動させるために必要な出力をカバーする必要がある。また、排気ダンパーを設置し、非常用として使用の場合には排ガスを大気放散し、発電のみを行う。

2．4　ポンプ駆動用ガスタービン

発電装置以外のいわゆるメカニカル駆動用としてガスタービンはポンプ駆動に使用されている。優れた始動信頼性、運転や保守が容易、運搬・据え付けが容易で、設置スペースが小さくてすむ等のガスタービンの優位性が評価されているためである。

ガスタービンには１軸式と２軸式があり、１軸式の場合にはポンプ駆動システムの構成上クラッチまたは流体継ぎ手が必要であるが、負荷変動の影響を受けにくいという利点があり、必ずしも２軸である必要はない。

3．ガスタービンの保守

規制緩和の流れの中で電気事業法が改正され、ガスタービンの定期自主検査の実施時期は運転が開始されてから３年を越えない時期（出力が１万ｋW未満の場合、１万ｋW以上は２年）にまで緩和された。又内燃型ガスタービンにあっては解放分解の対象がガス圧縮機のみとなり、ガスタービン本体については分解点検の対象にならないことから実際のオーバーホール実施時期も延長の傾向にある。

ガスタービンの部品寿命は、それの運転状況（負荷及び始動回数）、設置環境、使用燃料、ＮＯｘ低減方法、使用吸気フィルターのグレード等により実際は大きく異なってくるので、オーバーホール時期については運用実績やボアスコープ点検結果等を参考にしながら、慎重に決定する必要がある。

なお、出力が１万ｋW未満の発電設備のガスタービンにおいてはオーバーホールに変えて、エンジン交換方式が認められている。これは同じ型式のガスタービンをメーカーにおいて事前に整備しておき、それと交換するものである。これにより、使用者側は極めて短期間のうちにコージェネの運転を再開できるというメリットがあり、メーカー側はゆっくり時間をかけて整備ができるというメリットがあり、今後この方法によるメンテナンスは増加するものと思われる。

非常用発電装置については定期自主検査の要求はない。

コージェネレーションの運用には高い信頼性が要求される。それを実現するための一つの手段として遠隔診断が提案され実用化されている。これによりコージェネレーションの運転状況を表すパラメータを定期的にモニタリングし、電話回線を利用して情報をメーカーのメンテナンス担当部門に送ることにより、使用者とメーカーとが運転データを共有することができ、安全運転につなげることが可能となる。今後は運転データからガスタービンを含む発電機器の劣化診断・寿命予測等ができる可能性があり、注目すべき保守技術といえる。

4．当社製ガスタービンの運用実績

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

4．1　ガスタービンの利用分野

図２にガスタービンの国内の業種別納入先（非常用と常用の合計の台数ベース）の割合を示す。非常に広い分野で利用されていることが分かる。図３にガスタービンの常用（国内と海外）の業種別納入先を示す。常用の場合には約６２％が工場にて使用されている。地冷システムとして約１５％が使用されている。工場の内訳は電気・電子、化学、食品及び輸送関連の順で割合が大きくそれらの合計で全体の７４％を占める。

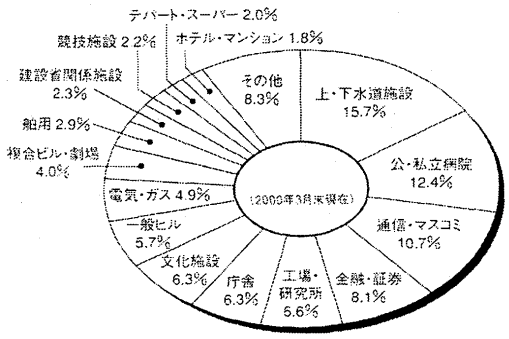


図２　ガスタービンの業種別納入先(台数ベース)

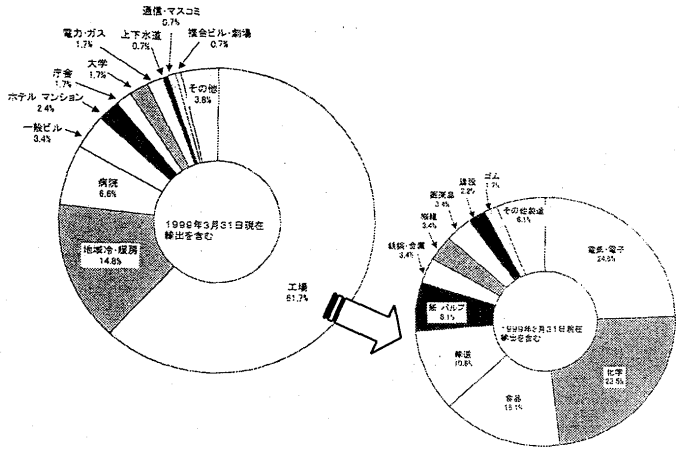


図３　常用ガスタービン業種別納入先(台数ベース)

4．2　ガスタービンの使用燃料及び運用形態

表１に常用ガスタービン燃料仕様の実績を示す。ガス専焼の場合が３７％と多い。運用コストの面から液体燃料専焼も採用されている。近年ＤＬＥ燃焼システムの設置数が増加している[2]。デュアルの中には常用非常用兼用発電装置としての利用がかなりの割合で含まれている。

表２に常用ガスタービンの運用形態を示す。コージェネの採算性から連続運転が圧倒的に多いものの、週末運転停止や毎日運転停止という運用形態もみられる。

表１　常用ガスタービン燃料仕様の台数実績　()内台数はDLE仕様内数

出力(kW) / 燃料種別(台数)	～ 1000	～ 2000	～ 3000	～ 5000	～10000	～20000	合計	(%)
ガス専焼(13A)	1	39(9)	16		11(5)	1(1)	68(15)	(33%)
ガス専焼(LNG)		3	3				6	(3%)
ガス専焼(LPG)		2			1		3	(1%)
液体専焼(A重油)	3	18	14	1	6		42	(21%)
液体専焼(灯油)	3	3	1		1		8	(4%)
デュアル(13A,A重油)		21	3		4		30	(15%)
デュアル(13A,軽油)			2				2	(1%)
デュアル(13A,灯油)	4	9	2	1			16	(8%)
デュアル(6B,A重油)		1					1	(0%)
デュアル(LPG,A重油)		17	7		2		24	(12%)
デュアル(LPG,灯油)		2					2	(1%)
デュアル(OFFGAS,A重油)					1		1	(0%)
合計	11	115	48	2	26	1	203(15)	(100%)

表２　常用ガスタービンの運用形態

出力(kW) / 運転形態（台数）	～ 1000	～ 2000	～ 3000	～ 5000	～10000	～20000	合計	(%)
C･R(連続運転)		59	38	1	9		107	(64%)
D･SS(毎日運転)	5	11	10			1	27	(16%)
D･SS W･SS交互			2				2	(1%)
M･SS(月末停止)			3				3	(2%)
W･SS(週末停止)	1	8	10	1	7		27	(16%)
合計	6	78	63	2	16	1	166	(100%)

Download service for the GTSJ　via 216.73.216.204, 2025/07/05.

4．3　ガスタービンの運転時間

非常用のガスタービンは停電がまれなため、一般に運転時間及び起動回数は少ない。ここでは常用の運転時間について述べる。表３に年間当たりの運転時間と起動回数の実績値の最大値、最小値及び平均値を示す。年間の運転時間の平均は約５５００時間である。

表３　年間当たりの運転時間と起動回数（平均）

	年間運転時間（ｈｒ）	年間起動回数（回数）
最大	8628.0	340
最小	93.0	14
平均	5556.8	152

4．4　ガスタービンの設置・運用事例

コージェネレーションの具体例として世界貿易センタービル（東京都港区浜松町）の屋上空間を活用したハイブリッド発電システムについて述べる[3]。本システムの概要を図４に示す。本ビルは延床面積 153,841.22m²の超高層大規模多目的ビルディングであり、築後３０年が経過したためにリニューアルを実施し、合わせて省エネを図る目的でハイブリッド型コージェネレーションを導入したものである。特徴は１５００ｋW級ＤＬＥガスタービンを用い、廃熱ボイラーの蒸気は吸収式冷凍機と暖房用ヘッダーに供給する。中間期などで蒸気が余剰した場合にはスチームタービンを駆動し、ガス圧縮機の動力源として用いる。さらにコージェネレーション設備の上を覆うかたちでピラミッド形に太陽光発電パネルを設置し、太陽光発電システム（８０ｋW）が採用されている。２００１年６月から運用が開始され、順調に運用されている。

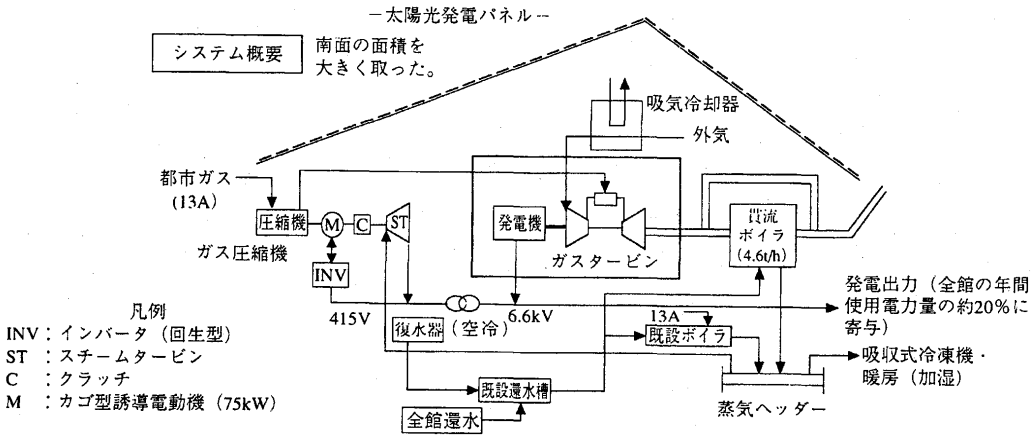


図４　ハイブリッド発電システムの例

5．むすび

中・小型産業用ガスタービンの運用形態について述べ、当社の例をもとに運用実績を述べた。ガスタービンに携わる諸兄に役立てば幸いである。

参考文献

（1）　ガスタービン統計作成委員会、日本ガスタービン学会誌、第２９巻、第４号、２００１
（2）　山矢太、日本ガスタービン学会誌、第２９巻、第１号、２００１
（3）　前野宏三、石川敏行、クリーンエネルギー、第１１巻、第２号、２００２

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－8

1,500℃級高効率ガスタービンの運転実績

*渡邊 康司
*三菱重工業株式会社 原動機事業本部 タービン技術部 ガスタービン技術課

1 まえがき

近年，世界環境会議やISO14000等の規制により，NOxはもちろんCO_2削減等の環境問題の重要度が高まっている。これに伴い火力発電の分野において，ガスタービンおよびガスタービン排ガスの熱回収によって得られた蒸気を駆動源とする蒸気タービンからなるコンバインドサイクルプラントが，その優れた総合熱効率によりますます脚光を浴びている。コンバインドサイクルプラントでは，その主機であるガスタービンの高温化・高性能化により，さらなるプラント総合熱効率の大幅な向上が期待できる。

当社では1984年にタービン入口温度が1,150℃級の50Hz向大容量ガスタービンM701Dを開発し，大型コンバインドサイクルプラントを東北電力㈱東新潟火力発電所第3号系列に設置し，総合熱効率44％と当時では記録的な値を示した。その後，さらなるガスタービンの高温化をはかり，1989年にはタービン入口温度1,350℃級60Hz向M501Fおよび50Hz向M701Fガスタービンを開発し,現在M501F/M701Fガスタービンは国内外のコンバインドサイクルプラントの主機として既に110台を超える受注実績があり，その優れた性能を発揮し,延べ130万時間以上の運転実績を順調に更新している。

火力発電プラントの総合熱効率上昇に対する社会的ニーズと，当社の高温ガスタービン開発の豊富な経験を背景に，1993年，次世代を担う大容量高温ガスタービンとしてG形（M501GおよびM701G）の開発に着手した。60Hz機向M501Gガスタービンは1997年6月に三菱重工業㈱高砂製作所内に設置された長期信頼性実証設備(T地点)にて実証運転を開始，以来5年間，電力需要が高い夏期を中心に電力を供給しつつ性能，長期信頼性の検証を継続中である。また50Hz向M701Gガスタービンは東新潟火力発電所第4号系列に採用され，平成10年10月から試運転を開始，50%以上のプラント効率(HHV基準)を達成し，平成11年7月8日運開した。初号機ながら信頼性100%の記録を更新中である。図1にG形ガスタービンの断面図を示す。

本報では既に47台の受注および55,000時間以上の運転実績があるG形ガスタービンの特徴とその運転実績について述べる。

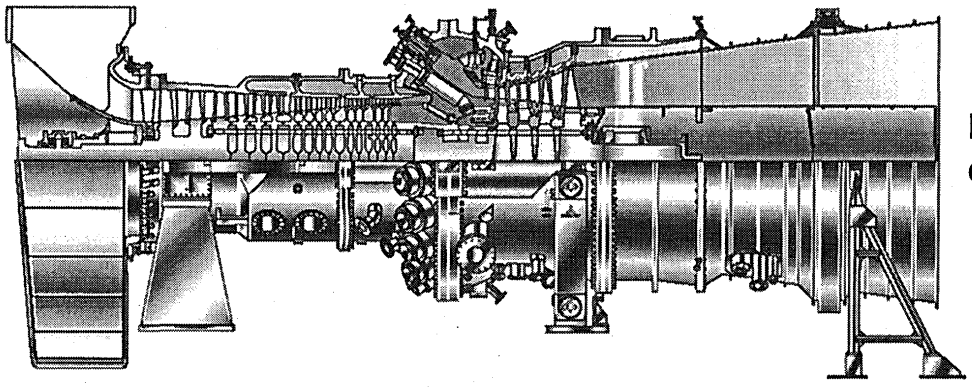


図1
G形ガスタービン断面図

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

2　G形ガスタービンの開発

M501G/M701G 形ガスタービン（以下 G 形ガスタービンと呼ぶ）は十分な運転実績と高い信頼性を持つ M501F/M701F 形ガスタービン（以下 F 形ガスタービンと呼ぶ）の基本構造を踏襲すると共に，様々な要素研究で培った最新技術を適用して開発・設計を行ったものである。G 形ガスタービンに適用されている最新技術を図 2 に示す。

燃焼器，タービン 1，2 段動静翼等の高温部品は，60Hz 機 M501G 形と 50Hz 機 M701G 形ガスタービンとでその基本寸法を共用化した。これにより，これらの高温部品について信頼性検証結果が共用できる。このように高温部品を 50Hz 機と 60Hz 機で共用するという設計思想は，F 形ガスタービンでも同様である。

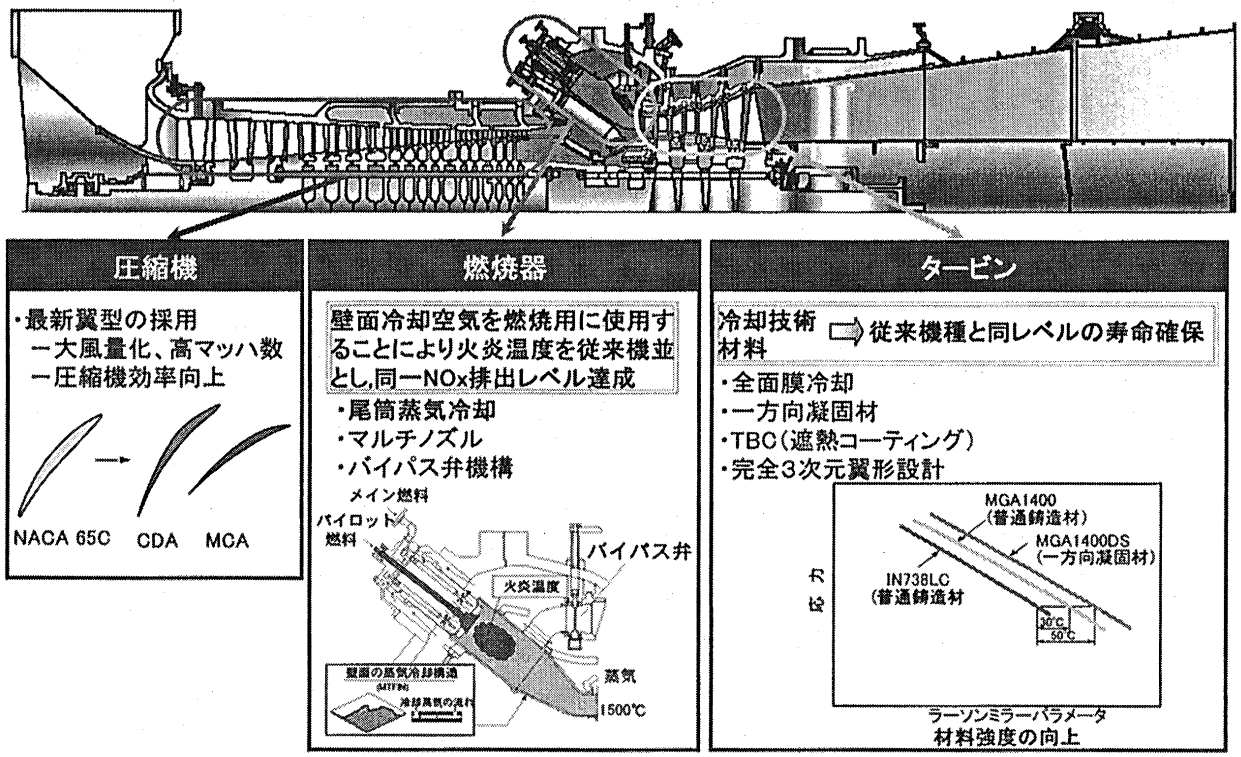


図 2　G 形ガスタービンに適用された技術

3　G 形ガスタービンの特徴

G 形ガスタービンの特徴について，その高信頼性を維持するために従来機より継承された構造，およびその高い性能を達成するために事前検証で信頼性を十分確認された後採用された最新技術を紹介する。

3.1　全体構造

G 形ガスタービンの基本構造は既に運転実績を十分に積み重ねている D 形，F 形ガスタービンをベースに設計されており，2 軸受支持構造，圧縮機軸端側駆動方式，軸流排気方式，外部冷却方式によるロータ冷却空気等，実績のある特徴を継承している。

3.2　圧縮機設計

大容量化，高圧力比化，高効率化を達成するために，G 形ガスタービンには図 2 に示すように，MCA(Multiple Circular Arc)翼および CDA(Controlled Diffusion Airfoil)を採用し，新型軸流圧縮機を設計，適用した。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

3.3 タービン設計

タービンは，タービン入口温度の上昇に伴う負荷増加に対応できる高負荷・高性能の 4 段軸流形タービンである。タービン翼の空力設計は翼壁面近傍で発生する 2 次損失の低減をはかるべく翼形を半径方向に曲線的に重ね合わせた完全 3 次元翼を採用し，第 1 段～第 3 段は空冷翼を採用している。冷却技術は 1,500℃のタービン入口温度を達成するため，G 形ガスタービンには最新冷却技術（全面膜冷却，斜めタービュレータ，シェイプトフィルム冷却孔），全面遮熱コーティング（TBC: Thermal Barrier Coating）等を採用し，図 3 に示す通り従来機並のメタル温度を維持している。また前方段翼材料には一方向凝固翼(Directionally Solidified :DS)翼を採用し高温部品の寿命を維持している。

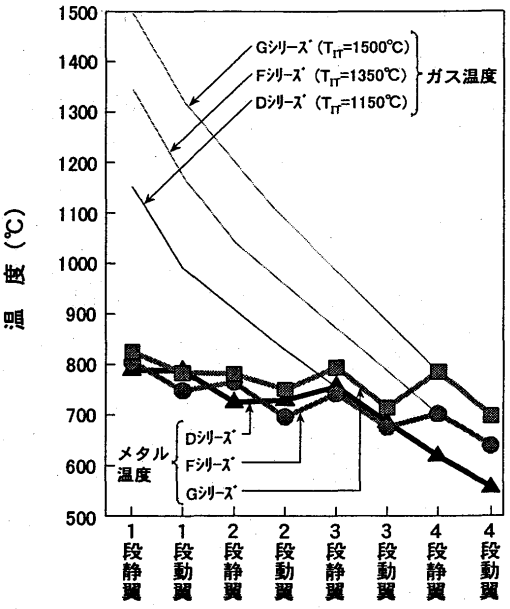


図 3　ガス温度および翼メタル温度分布

また開発したこれらタービン翼を検証するため，事前に要素検証試験を実施した。特に最新の冷却技術を適用したタービン 1 段動・静翼については，全面膜冷却特性，回転場における動翼冷却通路内部冷却特性等の要素試験を行い，これらの試験データを用いて設計した実機翼を用いて静止場での高温翼列試験を行った。さらに実機タービン 1 段動・静翼の 0.6 スケールのモデルタービン翼を製作し，高温回転モデル試験装置によりタービン入口温度 1,500℃の実機条件にて，空力性能および冷却性能を検証した。

3.4　燃焼器設計

燃焼器の基本的な設計思想は実績ある F 形の技術を踏襲しており，その信頼性を確保している。F 形と同様に中心に配置したパイロットノズルの周囲に 8 個のメインノズルを配置し，パイロットノズルが形成する拡散火炎により予混合火炎を安定燃焼させる方式とした。

本予混合方式において G 形ガスタービンで F 形並の低 NOx を達成するためには燃焼用空気を増加する必要がある。タービン入口温度 1,500℃では，ほぼ全量の空気を燃焼用空気として用いる必要があり，冷却用の空気が不足する。そこで冷却用空気を必要としない世界初の回収型蒸気冷却方式の燃焼器を採用している。

4　運転実績

現在Ｔ地点実証設備では 60Hz 機の M501G 形ガスタービンが，また東新潟火力発電所第 4 号系列では，50Hz 機の M701G 形ガスタービンがそれぞれ運転中である。

Ｔ地点実証設備は，三菱重工業㈱ 高砂製作所内に設置された M501G 形ガスタービンを中核とした多軸コンバインドプラントであり，平成 9 年 2 月に試運転を開始，同年 6 月に官庁検査に合格し，以来 5 年間にわたりガスタービンプラントの長期信頼性を継続検証中である。図 4 に発電所全景を示す。

東新潟火力発電所 4 号系列は，M701G 形ガスタービンを中核としたプラント熱効率 50%以上の排熱回収型大容量コンバインドサイクル発電プラント（大気温度-1℃にて 1 系列で 826MW）であり，平成 10 年 10 月から東新潟火力発電所 4-1 号系列の試運転が開始され，50%以上のプラント効率（HHV 基準）を達成し，平成 11 年 7 月 8 日に運開した。発電所における適切なメンテナン

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

スと G 形ガスタービンの高信頼性が相まって今日まで事故停止無く運用されている。図 5 に発電所全景を示す。

以下にそれぞれの工場実負荷試験および運転実績を述べる。

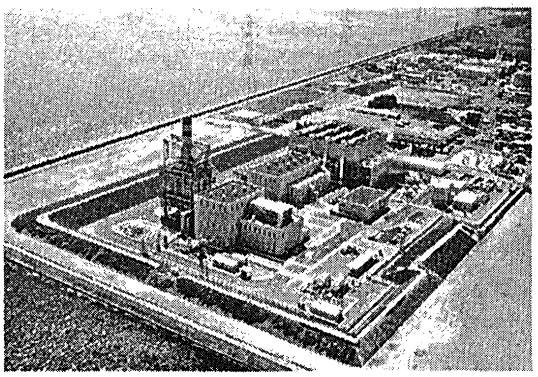


図 4　T 地点実証設備



図 5　東新潟火力発電所全景

4.1　T 地点における M501G の長期検証試験

T 地点実証設備は M501G ガスタービンプラントの信頼性，性能を検証するため，三菱重工業㈱高砂製作所内に建設されたプラントであり，ガスタービン出力 225MW,蒸気タービン出力 105MW の計 330MW の多軸形コンバインドプラント実証設備である。

本プラントは 1997 年 2 月に試運転を開始，同年 6 月に官庁検査に合格し，以来満 5 年間，長期検証試験を行いながら，電力需要の高い時期，時間帯を中心に高い信頼性で電力を送電している。

4.1.1 試運転 T 地点発電所は，1997 年 2 月に試運転を開始，同年 6 月に官庁試験に合格し，長期実証試験を開始した。試運転では，各部の信頼性やガスタービンの性能を確認するため，温度，応力，圧力，圧力変動など 1,800 点以上にわたる計測点にてこれらを検証した。この特殊計測項目を図 6 に示す。特殊計測結果は 1,500℃級ガスタービンの高性能と信頼性を確固たるものとしている。主たる結果は下記の通りである。

高温部品メタル温度：燃焼器蒸気冷却燃焼筒，タービン第 1～4 段の動静翼にはそれぞれ熱電対によりメタル温度を詳細に計測され，タービン入口温度 1,500℃の運転で許容値以下であることを確認した。

燃焼特性：NOx，CO，UHC，燃焼振動，および振動応力などを計測し，タービン入口温度 1,500℃の予混合燃焼における信頼性を確認した。

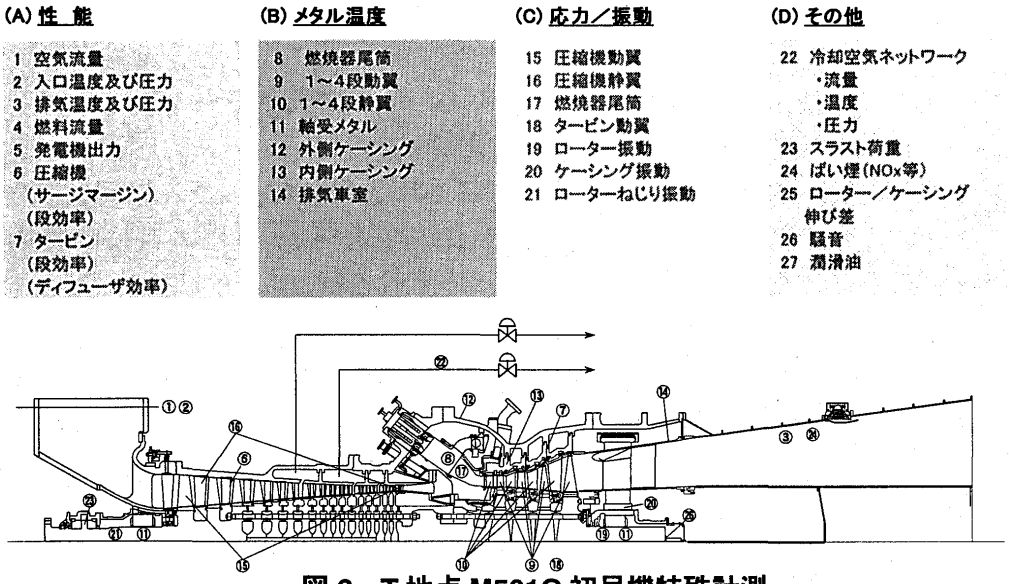
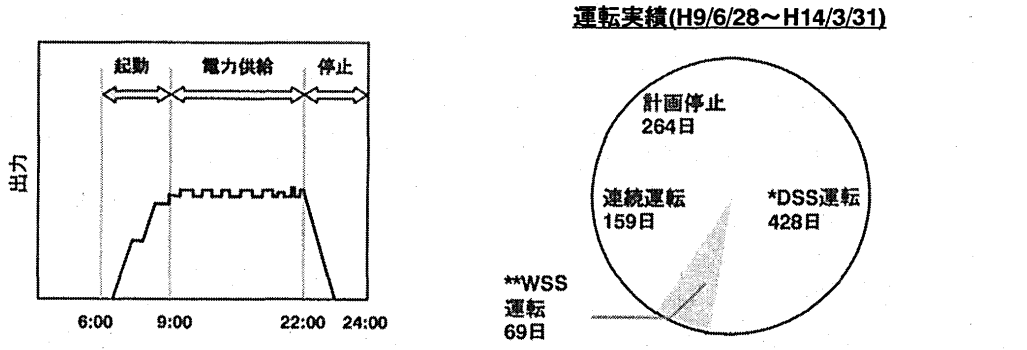


図 6　T 地点 M501G 初号機特殊計測

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

4.1.2 運転状況

T地点では平成 9 年の運開以来，およそ一年に一度，これまでに 6 回の詳細なメジャーオーバーホールを実施し，各部設計予測精度に関する多くの検証データを収集し，高い信頼性を確立している。T地点の運転実績を図 7 に示す。



*DSS:Daily Start & Stop
**WSS:Weekly Start & Stop
*** ( ) : 試運転期間込み

•総給電量 : 2.932 Bill kWh (2.020 Bill kWh)***
•運転時間 : 12386時間(12923時間)***
•発停回数 : 653回(728回)***
•環境規制値 :許容値以下 （NOx, 騒音）

信頼性 : (経過時間 – 事故停止時間) / (経過時間)=99.8%

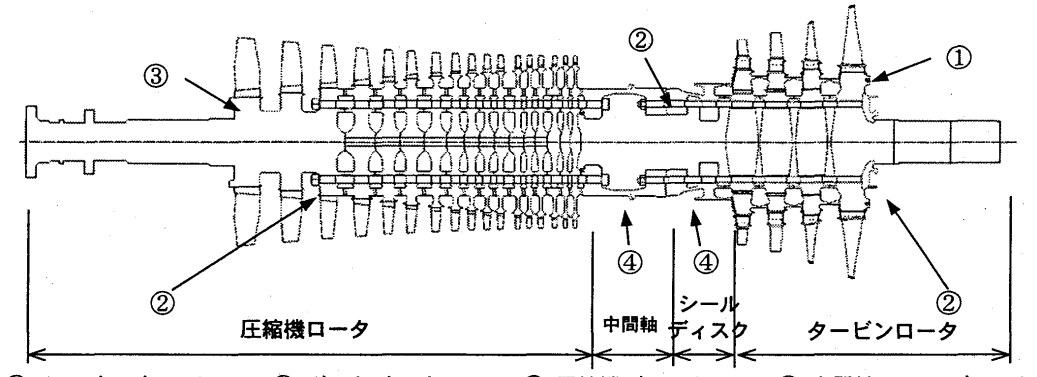
図 7　T 地点 M501G の運転実績

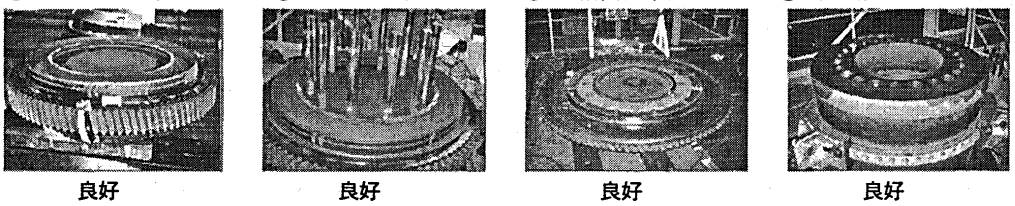
本プラントは電力需要の高い時期，時間帯を中心に電力を送電しているため，電力需要の高い日中に送電し，夜間に停止する所謂 DSS (Daily Start & Stop)モードでの運用が中心となり，平成 14 年 3 月現在，運転時間は 12,000 時間以上に対し起動回数は 700 回を越えている。この DSS 運用は特に高温部品に対し繰り返し熱疲労を課すため，特に高温部品の寿命加速検証を可能としている。これまでの点検で高温部品の信頼性は充分確立されたものとなっている。

さらに平成 12 年 12 月～平成 13 年 2 月の計画停止期間中，ロータの健全性を確認するためにロータの特別点検を実施し，ロータに関してもその信頼性に問題がないことを確認した。

主要検査項目はタービンディスク，圧縮機ディスク，中間軸およびシールディスク，ボルト /. ナット等で，これらが健全である事を確認している。

図 8 にロータ特別点検結果を示す。





Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

4.2 東北電力㈱東新潟火力発電所第4号系列における M701G の運転実績

東北電力㈱東新潟火力発電所第 4 号系列の M701G 形ガスタービンは，平成 10 年 10 月から現地試運転を開始し，平成 11 年 7 月 8 日運開。以来適切なメンテナンスにより今日まで(平成 14 年 3 月現在)事故停止無しで順調に運転中で，合計 40,000 時間を越える運転実績がある。

4.2.1 試運転

試運転中には，工場実負荷試験に引き続き，特殊計測を実施し，その高い信頼性と性能を現地にても確認した。以下に主な結果を示す。

蒸気冷却燃焼器，タービン 1 段動翼および 1，2 段静翼に熱電対を張付け，メタル温度を計測した。動翼については，テレメータを使用してメタル温度を計測し，いずれも全運転範囲で設計許容温度以下であることを確認した。

燃焼器については，NOx，CO，UHC（未燃炭化水素：Unburned Hydro-Carbon の略）および燃焼振動と振動応力を計測し，その優れた予混合燃焼器の性能・信頼性を確認した。

さらに，キャビティ温度を計測することにより，冷却空気系統が正常に作動し，タービン各部のキャビティに高温ガスの逆流がないことを確認した。

4.2.2 運転状況

東北電力㈱東新潟火力発電所第 4 号系列の M701G 形ガスタービンは，運開以来，ベースロードを基本に運用されている。これまでに 2 度のオーバーホールメンテナンスを行い，いずれも点検結果は良好であった。2 台の M701G 形ガスタービンは両号機とも 20,000 時間を超える運転時間を記録している。

5 あとがき

コンバインドサイクル発電プラントの総合熱効率はガスタービンの高温・高効率化により大幅な向上が可能となる。また高まる環境問題から 1,500℃級ガスタービンが注目されている。当社では，高温・高効率 G 形ガスタービン（M501G/M701G）を開発し，既に累積 55,000 時間を超える運転実績があり，機械的信頼性および性能面で，充分満足できる成果が得られている。1,500℃級ガスタービンは高効率コンバインドサイクル発電プラントの主機として，社会に大きく貢献するものと期待される。

参考文献

[1] A.Maekawa, E.Akita, K.Akagi, K.Uemura et al., “LONG TERM VERIFICATION RESULTS & RELIABILITY IMPROVEMENT OF M501G GAS TURBINE”, ASME-GT-2002-30162s
[2] 高橋，“150MW 級高温ガスタービンの工場負荷試験”，三菱重工技報 Vol.28 No.1(1991)p.31
[3] 梅村，“1500℃級 501G ガスタービンの開発”，三菱重工技報 Vol.34 No.4(1997)p.226-229
[4] Fukue, I, “A New Generation of Advanced Gas Turbine”, 95-YOKOHAMA-IGTC-146(1995)
[5] 佃等，“東新潟４号系列 1450℃級ガスタービン複合発電設備の運転実績”，火力原子力発電　ガス・蒸気タービン　小特集(2000)p27-34

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

A－9

常用ガスタービンコージェネレーションプラントの運用と実績

(信頼性確保のためのメーカの取組みと運用実績)

㈱新潟鉄工所
浜　　篤

1．はじめに

弊社は、ガスタービンのコージェネレーション設備を、1990 年に初号機を納入して以来 1000KW から 7200KW まで既に 54 台を数えるに至っている。 ここでは、大阪ガス㈱殿管内で某製紙会社（3 台）と某飲料会社（1 台）に納入したコージェネレーション設備について、平成 10 年度から 13 年度の運用実績及びガスタービンの信頼性向上を計るための遠隔監視、定期点検による予防保全について述べる。

2．設備概要

2.1 某製紙会社

2.1.1　1,2 号機

発電装置型式：CNT―5000C
ガスタービン：セントール H 型、単純開放サイクル 1 軸式
空気圧縮機：11 段、タービン：3 段、燃焼器：環状型
発電機出力：4000KW
燃　　料：都市ガス１３A
ＮＯｘ値　：95ｐｐｍ（O_2=0%）
蒸　気　量：25 トン／時間（追い炊き含む）
納　入　日：平成 2 年 11 月

2.1.2　3 号機

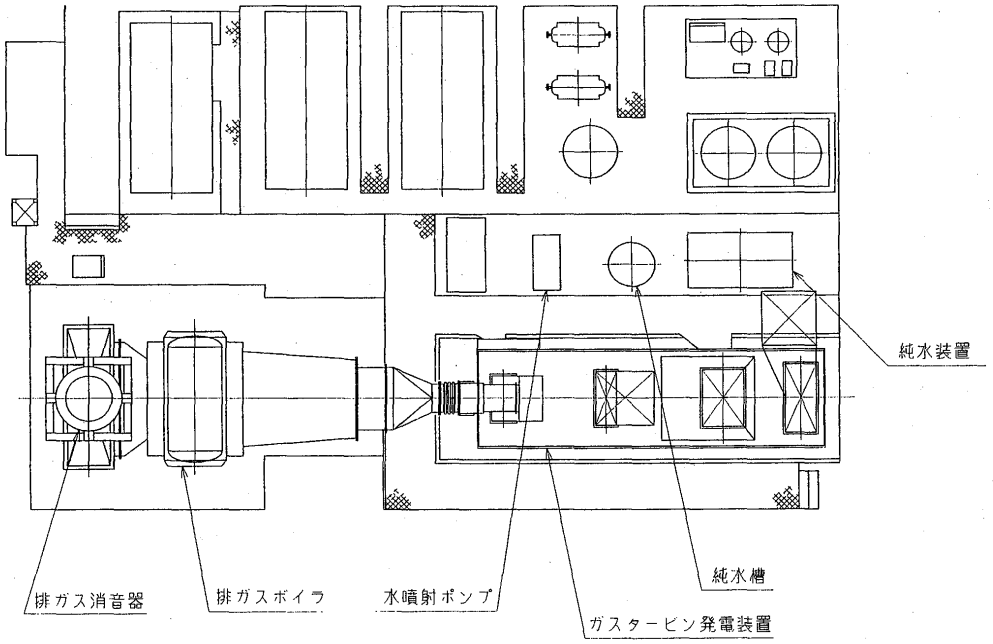
発電装置型式：CNT―50C
ガスタービン：トーラス 60 型、単純開放サイクル 1 軸式
空気圧縮機：12 段、タービン：3 段、燃焼器：環状型
発電機出力：4000KW
燃　　料：都市ガス１３A
ＮＯｘ値　：95ｐｐｍ（O_2=0%）
蒸　気　量：25 トン／時間（追い炊き含む）
納　入　日：平成 7 年 3 月

2.2 某飲料会社

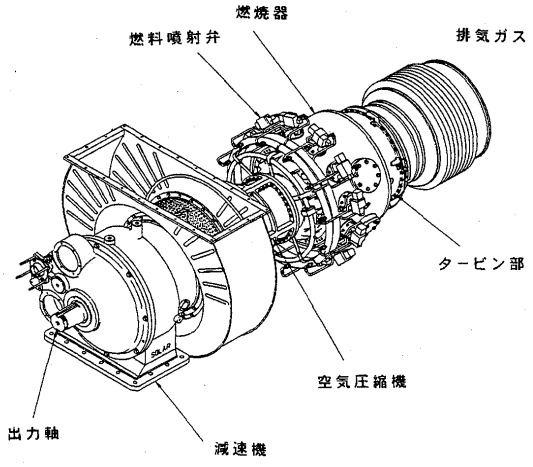
発電装置型式：CNT―40C
ガスタービン：セントール 50S 型、単純開放サイクル 1 軸式、
空気圧縮機：11 段、タービン：3 段、燃焼器：環状型
発電機出力：4200KW
燃　　料：都市ガス１３A
ＮＯｘ値　：60ｐｐｍ（O_2=0%）―脱硝出口
蒸　気　量：10.5 トン／時間
納　入　日：平成 9 年 3 月

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

図―１に、某製紙会社の３号機の配置と図―２に、ガスタービン機関を示す。



図―１　某製紙会社３号機配置図



図―２　ガスタービン機関

３．運用実績

表―１に平成 10 年度から 13 年度までの運用実績を示す。納入場所、各号機により機種が異なが、最近納入した某飲料会社のガスタービンは、希薄予混合方式ということもあり 28.5％とこのクラスでは、かなり良好な性能を維持している。また、停止（緊急停止）回数も、表―１から平均で、0.9375 回／年で、年間１回以下で高い信頼性も維持している

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

表—1

	H10 年度	H11 年度	H12 年度	H13 年度
某製紙会社　NO.1				
発電量（Mwh）	21632.7	23167.1	23700.9	15861.7
ガス使用量（m^3）	—	7571385.0	7726969.0	5281915.0
運転時間（h）	7394	7808	7875	5578
停止回数（回）	2.0	2.0	0.0	1.0
発電効率（%）	—	26.5	26.6	26.0
某製紙会社　NO.2				
発電量（Mwh）	21070.4	22434.3	23159.9	14628.0
ガス使用量（m^3）	—	7710240.0	7936672.0	5086736.0
運転時間（h）	7488	7796	7935	5236
停止回数	1.0	2.0	0.0	2.0
発電効率（%）	—	25.2	25.3	25.0
某製紙会社　NO.3				
発電量（Mwh）	26992.0	28638.1	28341.5	17137.0
ガス使用量（m^3）	—	8953929.0	8925110.0	5475183.0
運転時間（h）	7878	7975	8016	4979
停止回数	1.0	0.0	1.0	1.0
発電効率（%）	—	27.7	27.5	27.1
某飲料会社				
発電量（Mwh）	22821.7	22187.6	22714.4	18276.6
ガス使用量（m^3）	—	6721177.0	6871610.0	5545360.0
運転時間（h）	6086	5784	6027	4864
停止回数	1.0	0.0	0.0	1.0
発電効率（%）	—	28.6	28.6	28.5

注１）　各年度は、4 月から翌年の 3 月までの集計。

注２）平成 13 年度は、平成 12 年 4 月から平成 13 年１２月までの集計。

注３）平成 10 年度の発電効率は、ガス使用量が未集計のため計算不可。

4．ガスタービンコージェネレーション設備の信頼性評価

平成 10 年度から 13 年度のガスタービンコージェネレーション設備の故障による故障状況を表—1 に示す。停止回数には、ガスタービン機関のみではなくボイラー、ガス昇圧装置等の補機の故障により停止も含む。

このデータを基に信頼性評価を行うが、信頼性評価は、下記の“平均故障停止間隔（MTBF）”の式による。

$$\text{MTBF（h）} = \frac{\text{着火運転時間}}{\text{強制停止回数}}$$

ここで、着火運転時間：主燃料の着火から失火までの累積時間

強制停止回数：装置または、主要機器が,計画外の強制停止により稼動しなかった回数

よって、各ガスタービンの MTBF は表—２となる。また、表—３には、軽故障も含む故障の回数を示す。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

表—2

	MTBF（h）
某製紙会社　NO.1	5731
某製紙会社　NO.2	5691
某製紙会社　NO.3	9616
某飲料会社	11380
平　　均	8105

表—3

	ガスタービン本体	補機系統	電気・制御系統	その他
某製紙会社　NO.1	5	0	2	2
某製紙会社　NO.2	4	3	1	1
某製紙会社　NO.3	2	1	1	2
某飲料会社	6	11	7	4

表—3の故障回数は、平成10年度から13年度までの合計を示す。

表—2に示すように納入日の新しい設備ほどMTBFが長くなる傾向となっている。しかしながら、表—3に示すように軽故障を含めた故障の回数は、MTBF とは、逆の傾向を示している。これは、某飲料会社に納入したガスタービン機関は、DRY　NOx方式（希薄予混合方式）と呼ばれ新しい燃焼方式のため初期故障の影響が出たためと思われる。それにも係わらず、MTBF が長くなっているのは、補機を含めて致命的な故障が少なくなった事及び下記に示す遠隔監視による信頼性が向上し、予防保全により故障の早期発見が可能となり重故障による緊急停止が避けられたことによると思われる。

5．ガスタービンコージェネレーション設備の信頼性向上

ガスタービンコージェネレーション設備を安全に、安定した運転を行うためには、構成機器に高い信頼性が要求され予防保全としての保安管理が大変重要になる。予防保全としての保守管理には、日常点検と定期点検がある。

5．1日常点検

日常点検の方法として、遠隔監視システムにより運転状態の監視を行い、予防保全と故障の早期発見に努めコージェネレーションの信頼性向上を図ることができる。大阪ガス㈱殿管内は、大阪ガス㈱殿の遠隔監視システムのエコーラインとも接続されており常にガスタービンコージェネレーション設備の状態を監視している。

下記に弊社の遠隔監視システムの例を示す。

機能

a)　保存データ表示機能

・警報来歴表示→警報発生時のグラフ表示 ——— 1秒サンプリング（1分間）
　　10秒サンプリング（10分間）
　　1分サンプリング（1時間）

・日報データ　　数値表示、グラフ表示 ——— 正時毎データ1年分
・始動時のデータ（ガスタービンのみ） ——— 1秒毎データ200秒間

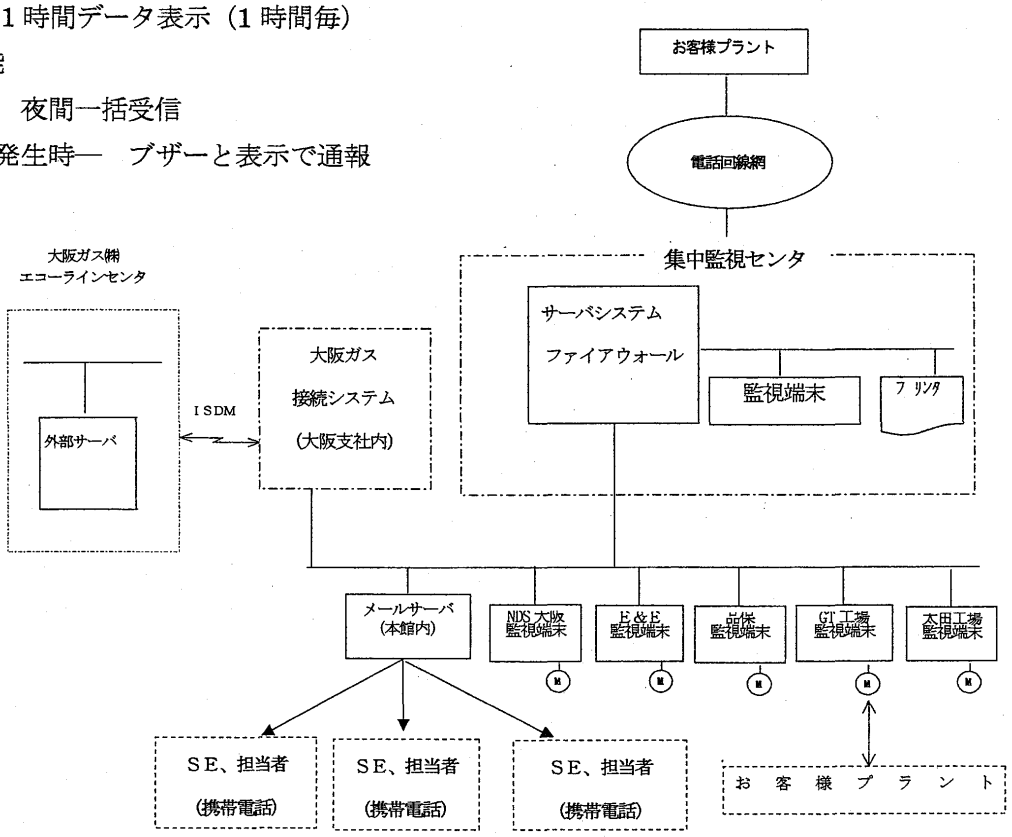
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

b) プラントの直接モニター機能

- データ現在値表示
- 接点状態表示
- 過去 60 分データ表示（1 分毎）
- 過去 1 時間データ表示（1 時間毎）

c) 受信機能

- 日報　夜間一括受信
- 警報発生時―　ブザーと表示で通報



診断装置のネットワークシステム

5.2　定期点検

定期点検は、ガスタービンコージェネレーション設備を構成する機器を点検し、次回の定期点検まで故障による停止を防ぐことを目的とする。弊社では、この定期点検をオーバーホール点検とガスタービン交換方式（ESA 方式）の 2 種類に分けユーザの要望に対応している。

5.2.1　　オーバホール点検

ガスタービン機関を、工場に持ち込み分解して部品交換又は、清掃を行い再びユーザの発電所で再組立を行う。期間は、約 3 週間から 4 週間かかりその間コージェネレーション設備は停止することになる。そのため、通常は、ユーザの工場が、シャットダウンする時に行う。

5.2.2 ガスタービン交換方式（ESA）

ガスタービン機関を、工場に持ち込む代わりにガスタービン機関を、現場で交換する方式でオーバーホール点検に比べ機関が約 1 週間程度に短縮でき、ガスタービンコージェネレーション設備の稼動率が上がる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

6．まとめ

弊社がガスタービンコージェネレーションを納入して以来約 12 年経過し、着実に実績を積み上げてきている。これから、なお一層ガスタービンコージェネレーションの信頼性を上げていくのが我々メーカの責任と思う。また、最後に本講演資料を纏めるにあたり、大阪ガス㈱殿からご協力を頂いた事に心よりお礼を申し上げる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

B－1

近似二次元翼列における衝撃波変動の測定

＊ 高橋恭平（東京都立科学技術大学大学院）
國平敬之（東京都立科学技術大学大学院）
白鳥敏正（東京都立科学技術大学）
桜井忠一（東京都立科学技術大学）

1. まえがき

遷・超音速領域で作動するファン・圧縮機翼列においては衝撃波・境界層干渉および、それに伴う境界層剥離の発生、渦放出などが原因となり衝撃波振動を引き起こす場合がある。これまでにも衝撃波自励振動に関する研究はいくつかなされている。例えば、外部流ではTijideman[1]が単独翼の衝撃波自励振動の研究を行ない、その後Mavey[2]はこれを含め衝撃波振動現象について概説しており、後流の変動が発生する圧力波（Kutta-Waveと呼んでいる）が衝撃波下流の流れを遡って衝撃波まで到達することが衝撃波変動を引き起こす原因と述べている。一方、内部流ではBogar[3]による遷音速ディフューザー内の垂直衝撃波自励振動の実験研究、Yamamoto、Tanida[4]による矩形流路内遷音速中の単独翼における衝撃波自励振動の研究、Araki、at al[5]によるタービン翼列における衝撃波自励振動の研究等が行なわれている。しかしながら翼列において衝撃波自励振動に関して、特に衝撃波挙動自体に関する実験的研究は非常に少ない。

本研究室ではこれまで三枚翼で構成された近似的二次元翼列を用いて衝撃波振動現象について研究[6]を行ってきた。しかしながら、測定部における風洞上下壁からの翼列間への圧力伝播などの影響が考えられ、かつ翼列における衝撃波振動を調べるという観点から各翼列間での時間平均的流れ場がほぼ同一である事が望まれた。そこで本研究では翼枚数を３枚から５枚に増やし更に上下壁を直線状から曲線状へ変更する事で、時間平均的流れ場をより同一にする事を試み、衝撃波自励振動の挙動を実験的に調べる事を目的とした。

2. 実験装置

本実験において用いた実験装置の概略図をFig.1に示す。実験に用いた風洞の測定部寸法は断面高さ150mm、測定部幅100mm、測定部長さ400mmである。風洞の側壁には直径150mmのシュリーレン観察窓が設けられている。測定部における流れ状態の設定は流入側全圧（集合胴における全圧）と測定部後方のチョークスロート断面高さの調整によって行う。

実験模型はFig.2で示されるように、翼弦長ｃ＝56mm、翼厚10%、翼幅99.6mmのステンレス製二次元対称円弧翼５枚で構成されており、各翼は一方の側壁より片持ち支持されている。翼の配置は食い違い角30度、ピッチ34.3mmである。厚翼を用いたほうが衝撃波振動現象の発生範囲が広く、衝撃波振動も大きい事から、10%翼圧を選択した。さらにFig2に記したように、一番下の翼を第１翼、下から２番目の翼を第２翼、真中の翼を第３翼として以下、第４翼、第５翼と呼ぶことにする。翼間流路は第１翼と第２翼との間の流路を第１流路、第２翼と第３翼の間を第２流路、以下同様にして第３流路、第４流路と呼ぶことにする。流れ方向の衝撃波位置の座標系は各流路の下側の翼（例：第２流路なら第２翼）の翼前縁を原点にとり、衝撃波位置は翼弦方向ｘを翼弦長ｃ＝56mmで無次元化したXsで表すことにする。高さ方向Ysは翼間流路高さh=24.25mmで無次元化して表す。

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

これまでの実験では、衝撃波振動が不明瞭であることや各流路で衝撃波発生位置にばらつきが見られた。これらの結果は、直線状の上下壁では、翼列としての時間平均的流れ場の周期性が不十分であるため壁近傍の翼を通過した流れが測定部下流の上下壁と干渉をおこし、各翼で異なった渦放出や圧力伝播等の現象を引き起こしているためであると考えられた。そこで、翼列下流の上下壁に緩やかな窪みと突起を配置し曲線状にすることで、翼列通過後の時間平均的流れ場をほぼ同一にして影響を少なくしようと考えた。また曲線状上下壁の形状は P_b=0.700 の場合について第２・３流路中央流線が同一となるように数値流体計算により決定した。その形状はFig.3に示す。

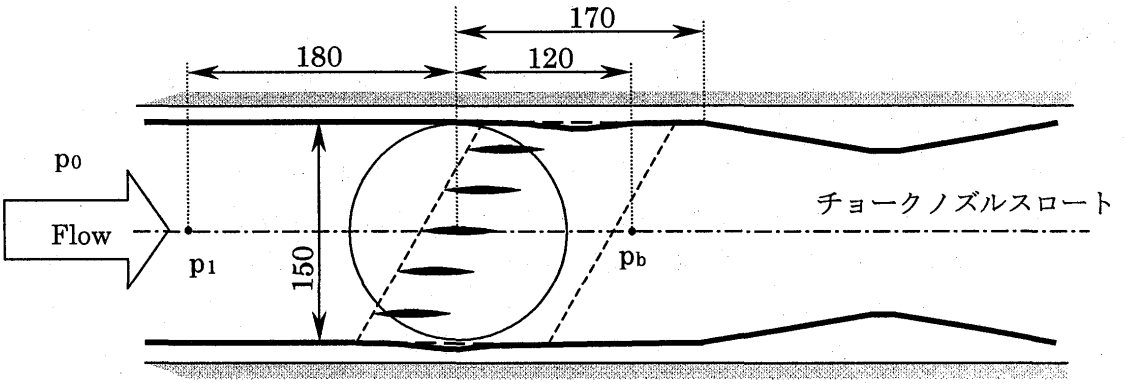


Fig.1 実験装置の概略図（単位：mm）

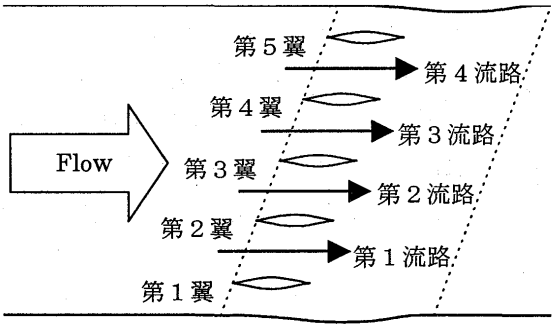


Fig.2 ５枚翼列の各部名称

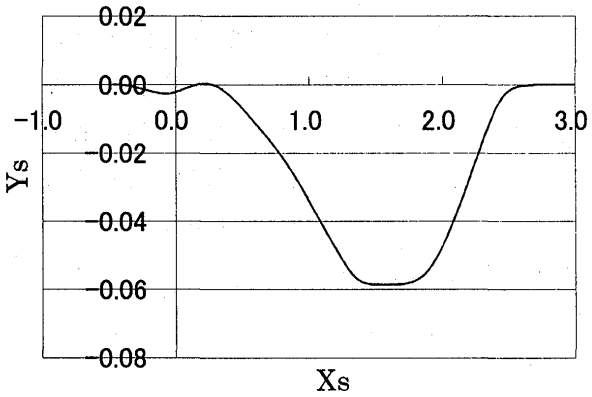


Fig.3 曲線状上下壁形状の数値計算結果

3. 実験方法

衝撃波挙動はシュリーレン可視化装置とラインスキャンカメラを用いて調べた。Fig.4 は計測装置の概要である。光源から出た光は凹面鏡によって平行光になり測定部に入る。さらに平面鏡で反射して同じ経路を逆戻りし、ハーフミラーで曲げられて、レンズを通し、ラインスキャンカメラに達する。各流路に生じる衝撃波について二台のラインスキャンカメラによる隣接流路の同時計測（２流路１計測位置）を行い２つの流路間での衝撃波振動の位相関係を調べ、また同流路（本実験では第３流路）の異なる高さを撮影すること（１流路２計測位置）で１衝撃波振動の挙動の状態について調べた。

実験条件はチョーク状態の流入マッハ数 M=0.58 に対して背圧比範囲 P_b =0.65～0.72 で行った。ここで P_bは翼列後方静圧（以下背圧 p_b）を前方全圧（集合胴全圧 p_0）で無次元化したものである。なお、今回の実験で翼弦長 cを代表長さとしたレイノルズ数は Re≒7.4×10^5であり、衝撃波前方の境界層は層流であると考えられる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

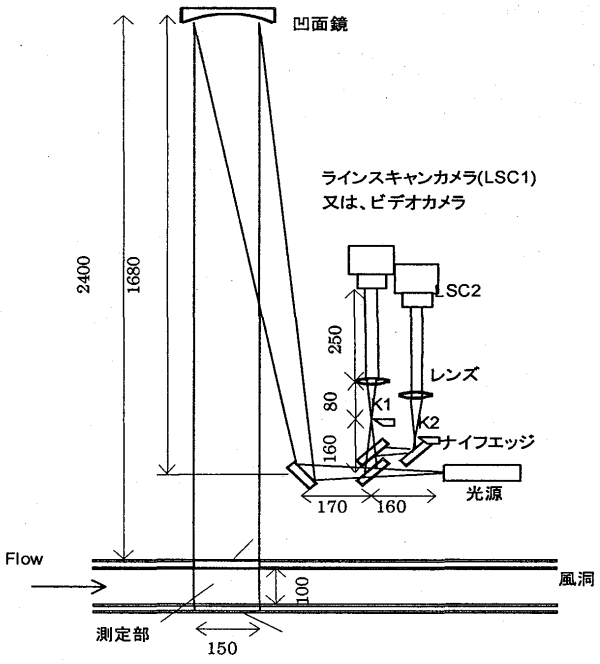


Fig. 4 シュリーレン可視化装置とカメラ配置

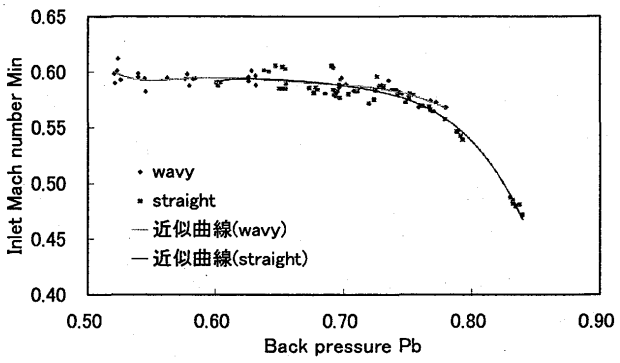


Fig. 5 流入マッハ数

4. 実験結果と考察

Fig. 5 に実験における背圧比と流入マッハ数の関係を示すが、直線状上下壁のときと曲線状上下壁のときでチョーク状態の流入マッハ数に変化が見られないことから上下壁を変えたことによる翼列前方における流れの変化は見られないことが確認できる。.

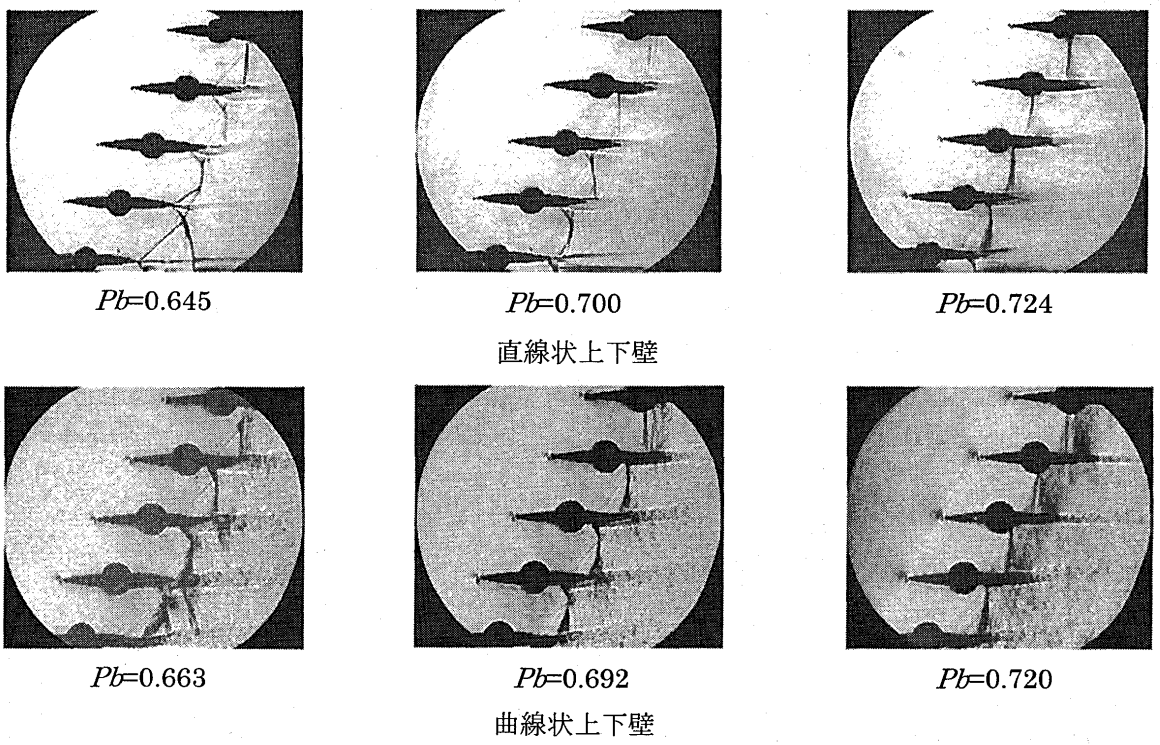


Fig.6 流れの様子（曲線状上下壁の場合と直線状上下壁の場合の比較）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

Fig.6 に代表的背圧比における瞬間シュリーレン写真を直線状上下壁の場合と曲線状上下壁の場合について例示する。曲線状壁の場合の方が直線状壁の場合に比べて各流路でより類似し明瞭な衝撃波が観察される。Fig.7 は第２・第３流路についての２流路１計測位置での衝撃波位置時間変動の一例である。a･b は直線状上下壁の場合の同時計測ラインスキャン画像で、c・d は曲線状上下壁の場合の同時計測ラインスキャン画像である。これらを比較すると曲線状上下壁の場合の衝撃波は直線状上下壁の場合の衝撃波と比べて、より周期的に変動している。Fig.8 はラインスキャン画像から抽出した衝撃波時間平均位置 X_Sを背圧比に対して示したものである。直線状上下壁の場合は各流路で X_Sの近似曲線の傾きの差が次第に大きくなる傾向が見られるが、曲線状上下壁では X_Sの近似曲線の傾きはほぼ同様のものとなっている。この傾向はあらゆる背圧比で同様に見られることが実験全体を通して見られた。Fig.9 は第 2 流路における時系列衝撃波位置データから FFT 処理により振動の支配周波数を求めたものである。さらに Fig.10 は曲線状上下壁の各流路における衝撃波振動の支配周波数を平均衝撃波位置に対して示したものである。この図によれば衝撃波振動の周波数帯は、第２流路では X_S<1.0 の 900[Hz]付近と X_S>1.0 の 600～1200[Hz]の範囲、第３流路では X_S<0.85 の 900[Hz]の付近と X_S>0.85 の 600～1400[Hz]の範囲に大別される。Lee[7]は外部流の単独翼における衝撃波振動の支配周波数は後流から上流へ伝播してくる圧力擾乱の衝撃波までの到達時間に支配されるとしている。もし本実験において、これが成り立っているとすれば支配周波数の範囲が２つあるという事は、食い違い角により翼上面側の流路と下面側の流路での衝撃波位置から翼後縁までの距離が異なるため、下面側の衝撃波位置が翼後縁より後方となると流路上側翼の影響が強く出てくることによる。

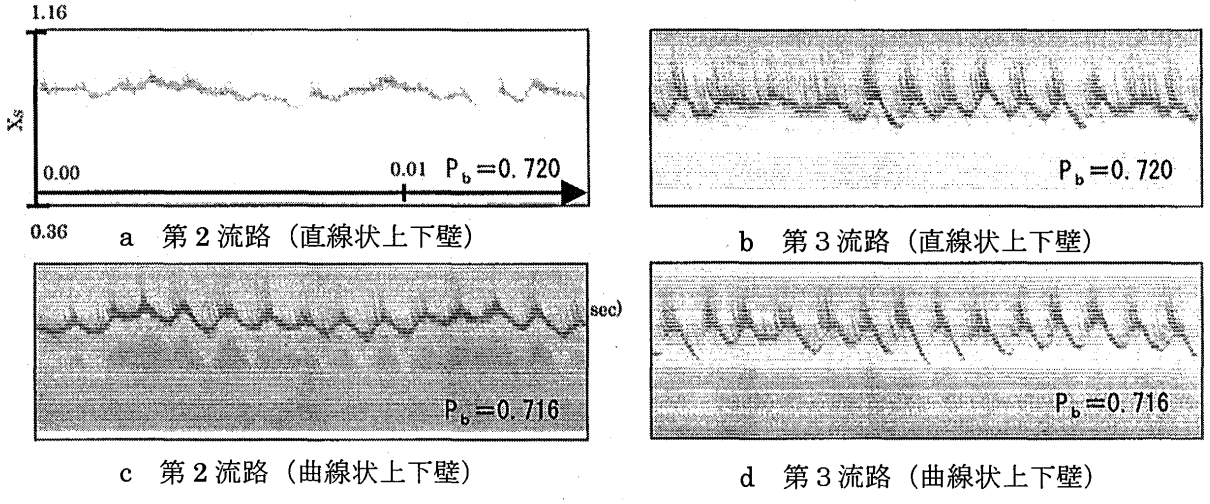


Fig.7 曲線状上下壁の場合と直線状上下壁の場合でのラインスキャン画像の比較

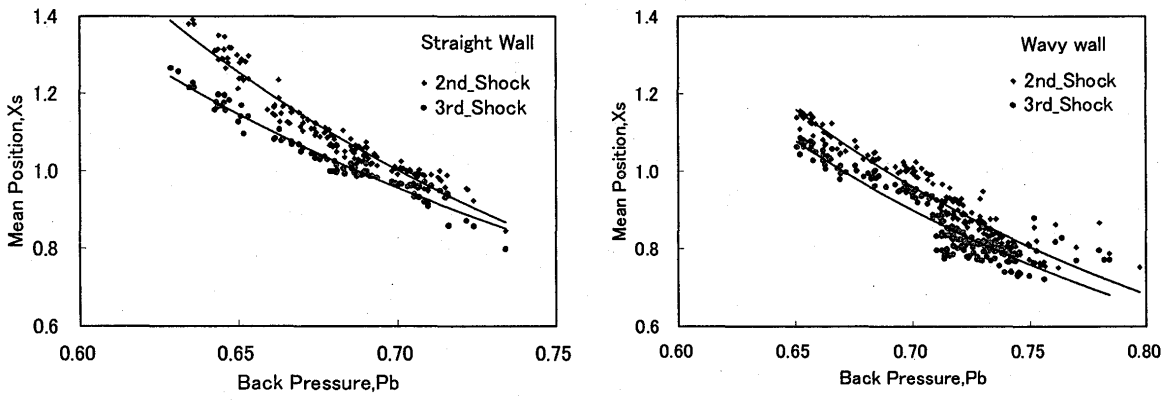


Fig.8 直線状上下壁・曲線状上下壁での背圧比と平均衝撃波発生位置

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

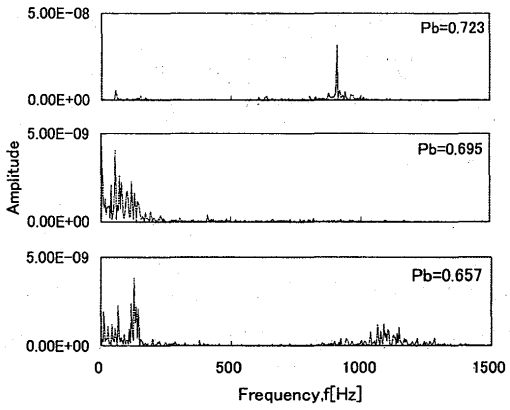


Fig.9 周波数分布

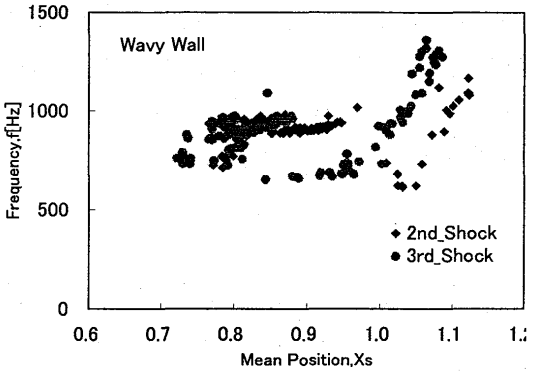


Fig.10 各流路の平均衝撃波発生位位置と衝撃波振動の支配周波数

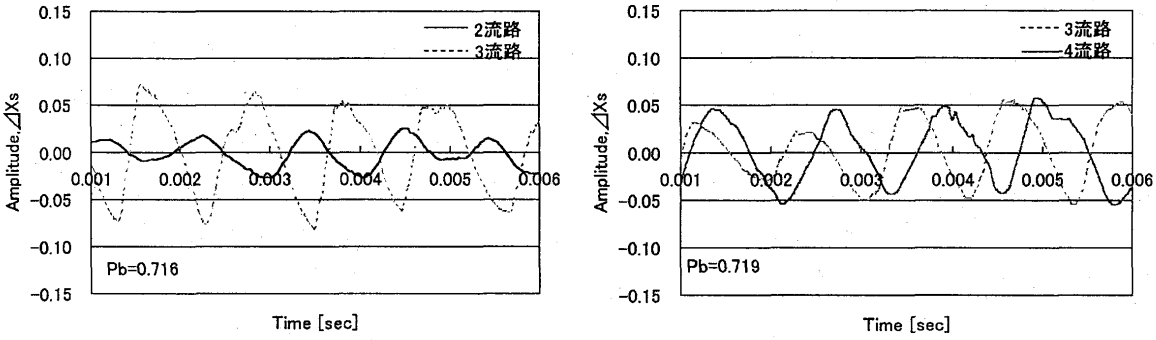


Fig.11 隣接流路での衝撃波振動の位相の比較

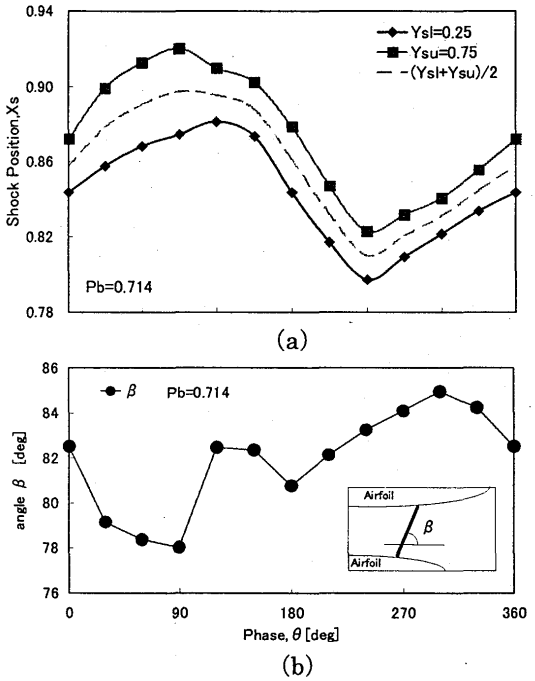


Fig.12 振動一周期における平均衝撃波発生位置とその傾き

隣接流路間で振動する衝撃波の位相差を比べる為にFig. 7b・cの結果を数値データとして重ね合わせた結果をFig. 11に示す。この図から位相差を求めたところ第2流路と第3流路における衝撃波振動の位相差が平均で 184°、第3流路と第4流路は平均で94°であった。翼列に食い違い角をつけずに3枚翼列で実験を行った結果[6]、隣接する流路間の位相差は平均で180°（逆位相）であった。今回の実験で隣接する流路間の位相差が平均184°で逆位相であることから食い違い角をつけたことによる位相への影響はほとんどないと考えられる。なお第3流路と第4流路における衝撃波振動の位相差がこれと異なる点については、現在検討中である。

第3流路を構成する下方翼近傍と上方翼近傍の衝撃波発生位置の違いを見る為に Y_S=0.25 と Y_S=0.75 で計測を行った。その中から10周期分の波形を抽出して、30° 毎の各位相についてアンサンブル平均を行い得られた1周期分の波形をFig. 12(a)に示す。この図の各位相 θ における Y_S=0.25 の衝撃波位置と Y_S=0.75 の衝撃波位置を結んだ衝撃波の傾き θ s を示したものがFig. 12(b)である。衝撃波は

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

位相 θ =0° で X_S=0.86 の位置に発生して、衝撃波の上側が後流方向に斜めに傾きながら、翼後縁へ移動し、翼後縁に移動して行くに従い、傾斜が大きくなり、θ =90° に到達してからは上流側へ移動して行く。上流に行くに従い衝撃波の傾きは小さくなって行き、θ =270° で再び下流に向かい始める。ただし、今回２箇所同時計測であるため衝撃波の傾きと変形の両方が結果に含まれている。

5. まとめ

本実験では計測部の上下壁を曲線状に、近似的２次元翼列を構成する翼枚数を３枚から５枚に増やすことで時間平均的流れ場がほぼ同一になるように試みて衝撃波振動の挙動を調べた。得られた結論は以下のようなものであった。

(1)曲線状上下壁に変更したことにより衝撃波振動の周期性及び、各流路間での衝撃波発生位置の同一性をある程度改善することができた。

(2)２流路１計測位置で衝撃波振動の周期性を調べた事より、隣接流路の位相差を調べることができた。その結果、２・３流路では位相差が 184° となり、以前行った３枚翼列での位相差 180° とほぼ等しくなり、逆位相となることが確認できた。

しかし３・４流路の位相差は 94° となり逆位相にはならなかった。このことについては４流路が上壁の影響を直接受けるためと思われるが、このことについてはさらに詳しく調べるために上下壁の形状を変更して実験を行うなどの必要があると思われる。

さらに一例ではあるが、１流路２計測位値での同時計測を行うことにより各位相での衝撃波の平行移動や傾き及び変形等の挙動を実験的に示すことができた。

最後に、実験およびデータ整理など多岐にわたって御助言・御助力いただいた松下政裕氏に感謝いたします。

7. 参考文献

(1)Tijdeman, H., "Investigation of the Transonic Flow Around Oscillating Aerofoils," National Aerospace Lab., Amsterdam, The Netherlands, TR-77-090 U,1977

(2)Mabey, D.G., "Physical Phenomena Associated with Unsteady Transonic Flows," Unsteady Transonic Aerodynamics, Chapter 1,1989,pp1-56

(3)Bogar, T.J., "Structure of Self-Excited Oscillations in Transonic Diffuser Flows," AIAA J.,Vol.24,1986,pp.54-61

(4)Yamamoto, K., and Tanida, K., "Self-Excited Oscillation of Transonic Flow Around an Airfoil in Two-dimensional Channel," Paper of Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, ASME89-GT-58,June,1989

(5)Araki, T., and Okamoto, Y., and Ohtomo, F., "Self-excited flow oscillation in the low pressure stream turbine cascade," Proceeding of the IUTAM Symposium, `Aeroelasticity in Turbomacines`,1980

(6)松下、白鳥、桜井、「遷音速翼列間流路に生じる衝撃波変動に関する計測（流れ場の計測）」、日本ガスタービン学会誌、Vol. 27, 1999, 3, pp. 40-45

(7)Lee, B.H.k., "Oscillating Shock Motion Caused by Transonic Shock Boundary Layer Interaction,"AIAA Journal, Vol.28, No.5, 1990, pp.942-944

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

タービン静翼列の内部流動に及ぼす翼の弯曲の影響

＊朝賀裕一朗（法政大院），譚春青（航技研）
山本孝正（航技研），水木新平（法政大）

1. はじめに

タービン翼列内で発生する2次流れは翼列の性能を悪化させる．従って，2次流れのメカニズムの解明は翼列損失の低減に重要であり，多くの研究者によって，2次流れのメカニズム研究がなされている[文献1-5]．

低アスペクト比をもつタービン静翼列では，翼端近傍の2次流れによる損失が翼列全体の損失の大部分を占め，翼列性能の向上には翼端近傍の流れの空力的な改善が必要である．Wangらは[文献6]，正弯曲翼(負圧面側の翼スパン中央部を凹に弯曲させた翼)は翼端近傍の壁面境界層を主流へ導き，翼スパン中央部近傍の損失は増加するが，翼端近傍の損失は低減し，特に+20度の弯曲角度をもつ静翼が翼列全損失を最も低減させたと報告しており，この実験結果はガスタービンおよび蒸気タービンなどの静翼の改良に有効と述べられている．

本研究ではこれを確認するために文献[6]と翼型形状は異なるが同様な直線静翼列を用いて弯曲翼における2次流れと性能特性の関係を5孔ピトー管を用いて詳細に測定した．

2. 実験装置及び供試翼

図1に本実験で用いた翼列風洞の概略図を示す．本風洞は大気吸入型であり，実機タービン翼列内で起こりうる様々な3次元流れの現象を模擬することができる．大気は翼列下流に設置された送風機によってベルマウス①から吸い込まれ，入口案内板②によって供試翼列③に導かれる．試験流速は供試翼列下流に設置されたプラントル型ピトー管⑦により設定される．

①ベルマウス
②入口案内板
③供試翼列
④翼端壁
⑤出口案内板
⑥出口案内板調整具
⑦プラントル型ピトー管

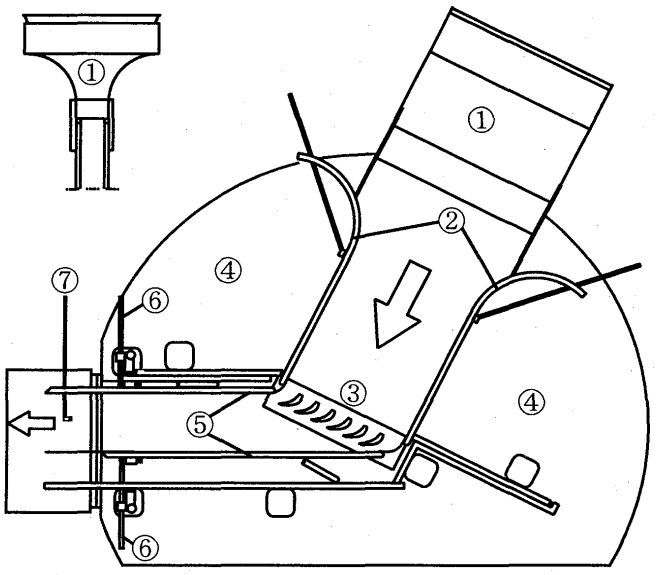


図1. 低速直線翼列風洞

図2および図3に供試翼の基本翼型形状および3次元形状，表1に主な仕様を示す．実験では，直立翼(0°)，負弯曲翼(翼の正圧面側を凹に弯曲させた翼：-10°，-20°)，正弯曲翼(+10°，+20°，+30°)の計6種類を用いた．

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5.（東京）
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

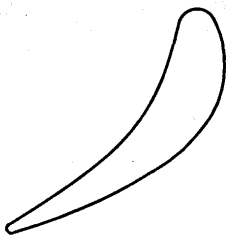


図 2. 基本翼型形状図

表 1. 供試翼の主な仕様

翼弦長 (C)	102.04 mm
翼高さ (H)	100.00 mm
軸弦長 (Cax)	79.13 mm
アスペクト比 (C/H)	0.980
流入角 (θ 1)	0 deg
流出角 (θ 2)	-68 deg

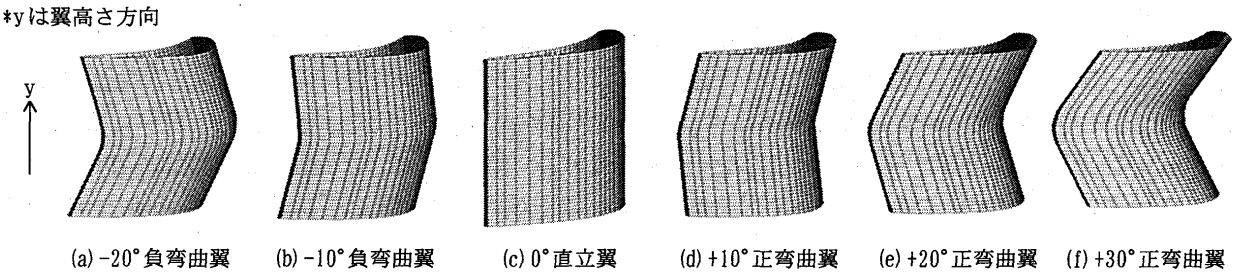


図 3. 3 次元形状図

3. 測定断面と実験条件

図4に翼前縁からの軸方向 (z) 距離を軸弦長 (Cax) で無次元化した値 (z/Cax) で示した測定断面位置を示す. 測定点数は各断面で翼列方向 (x) に 32 点, 翼高さ方向に 27 点の計 864 点である. 試験流速は 32.75 ± 0.75m/s に設定した. このとき軸弦長と流速を元にしたレイノルズ数は 2.2×10^5 である.

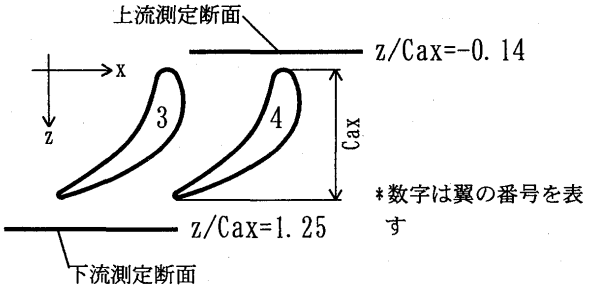


図 4. 測定断面位置

4. 解析方法

全圧損失係数 Cpt と静圧係数 Cps を以下のように定義する.

$$Cpt = \frac{\overline{Pt_{in}} - Pt_i}{0.5\ \rho\ \overline{Vm_{out}}^2} \qquad Cps = \frac{Ps_i - \overline{Ps_{in}}}{0.5\ \rho\ \overline{Vm_{out}}^2}$$

ここで, $\overline{Pt_{in}}$ と $\overline{Ps_{in}}$ 上流測定断面での質量流量平均した全圧と静圧, $\overline{Vm_{out}}$ は下流測定断面での質量流量平均した流速, Pt_i と Ps_i は各測定点 i (i=1 ～ 864) での全圧と静圧, ρ は空気の密度である.

翼列下流でミキシングが終了し, 流れが一様になる状態を仮定して運動量保存則と連続の式から質量流量平均の総全圧損失係数 Cptmix を以下のように定義する.

$$Cptmix = Cpt + \frac{u^2 + v^2}{\overline{Vm_{out}}^2}$$

u:2 次流れベクトルの翼列方向成分
v:2 次流れベクトルの翼高さ方向成分

なお, 右辺第 2 項は 2 次流れによる運動エネルギー損失係数を表す. ここで, 2 次流れベクトルは出口測定断面での質量流量平均流速方向に直交する断面に投影した各測定点での流れのベクトル成分と定義する.

また, 2 次流れによる渦度 (Ω) は以下のように定義する.

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

$$\Omega = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}$$

5. 実験結果

5.1 渦度分布と2次流れベクトルの分布

図5に渦度と2次流れベクトルの分布を示す．各図で流路渦(PV)と後縁渦(TV)が明確にみられる．これらの流路渦及び後縁渦の強さと大きさは翼列損失の増加とヨー(Yaw)角に影響を与える．

翼端近傍の流路渦の強さと大きさは，弯曲角度が-20°から+30°にわたりほぼ一定であり，翼の弯曲効果が小さいことがわかる．このことは正弯曲翼は流路渦の強さと大きさを直立翼より弱めるというWangらの実験結果(文献[6])と異なる．

後縁渦においては正弯曲翼と負弯曲翼で大きな違いがみられた．正弯曲翼では弯曲角度が増加すると後縁渦の強さと大きさが増加した．一方，負弯曲翼では弯曲角度が増加するとTV1とTV2の他に新たな2つの渦(TV3, TV4)が出現し，それらの大きさは増大している．

2次流れベクトルでは，正弯曲翼の弯曲角度が増加するに従って，翼スパン中央領域に強い2次流れが明確になった．

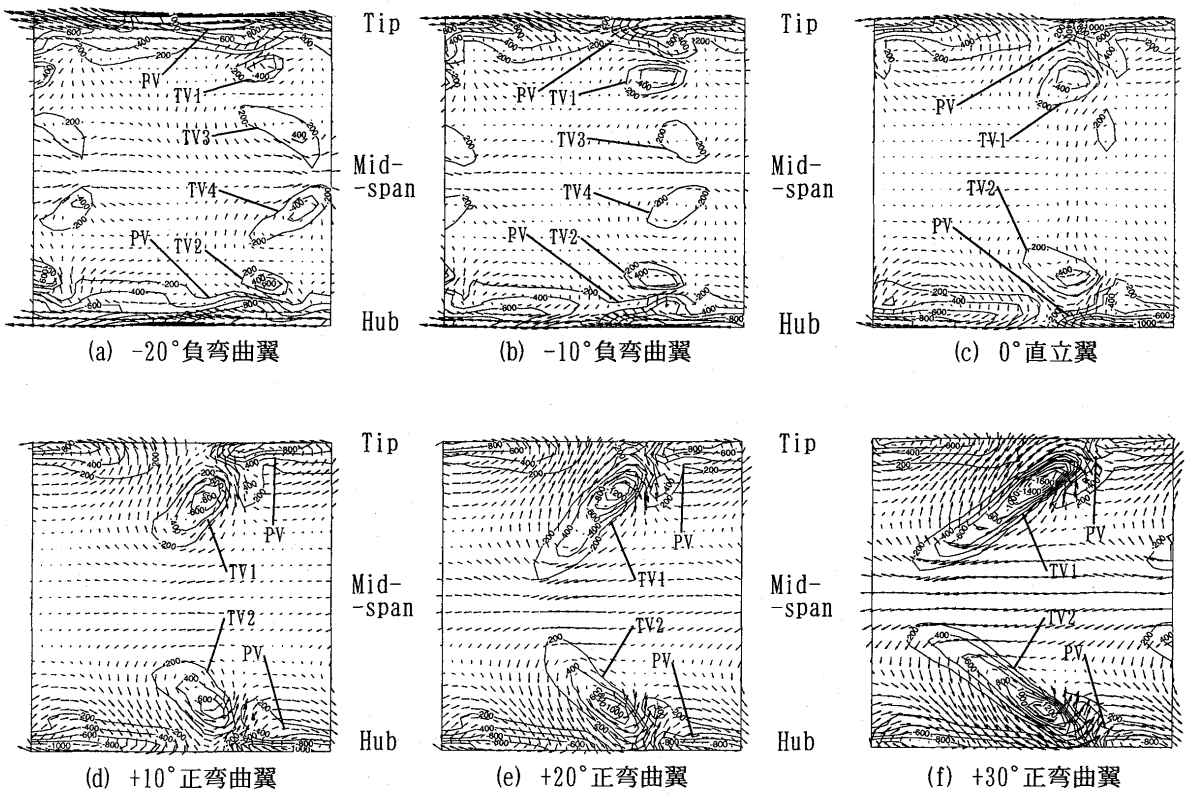


図5. 渦度と2次流れベクトルの分布

5.2 全圧損失係数分布

図6に各翼列における全圧損失係数分布を示す．直立翼の結果は典型的な低アスペクト比静翼列と同様な分布をしている [文献4]．正弯曲翼において弯曲角度が増すと翼スパン中央部付近の全圧損失が増加し，翼端近傍の損失は低減した．この現象はWangらの実験結果[文献6]と一致しているが，翼端近傍の急激な低減はみられなかった．一方，負弯曲翼においては弯曲角度が減ると翼端近傍の損失が増加した．

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

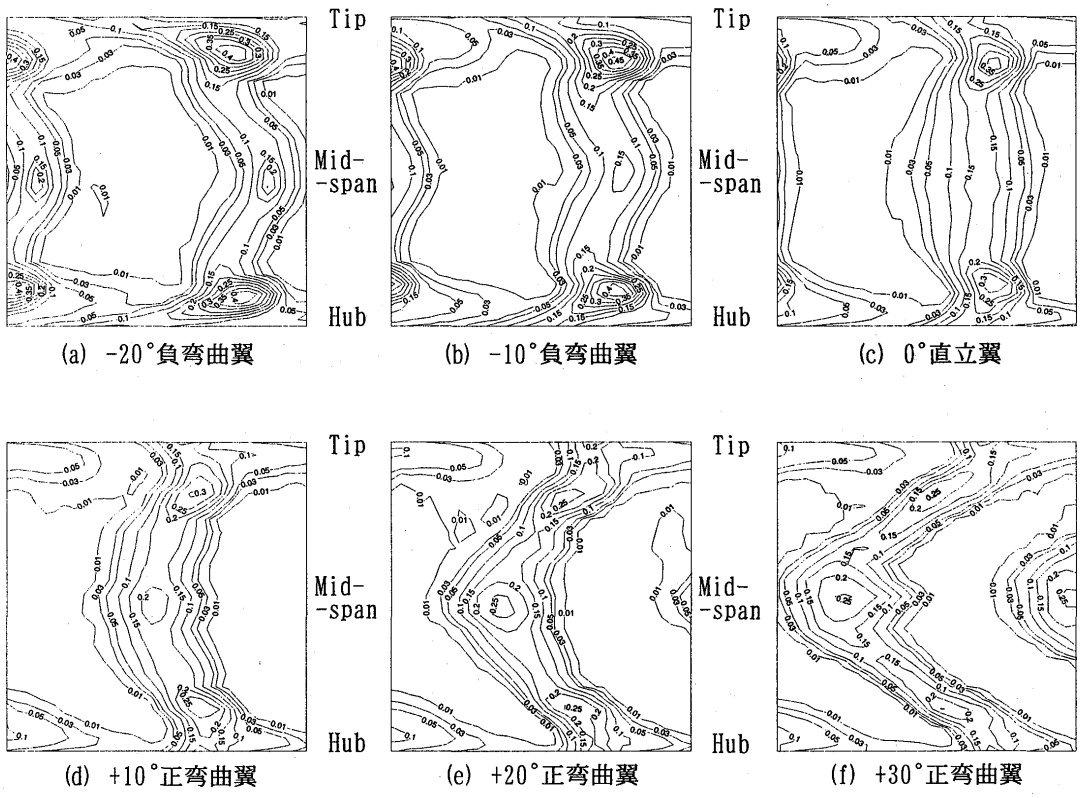


図 6. 全圧損失係数分布

5.3 翼列方向質量流量平均値

図 7～図 10 に翼列に関する主なパラメーターの翼高さ方向分布を示す.

静圧係数分布において, 上流断面の結果（図 7 (a)）では各翼で $\overline{Cps}\fallingdotseq 0$ の付近の一様な分布になっている. 下流断面の結果（図 7 (b)）では, 弯曲角度により大きな差異がみられ, このような急激な変化は流速分布および全圧損失分布に影響を与えると考えられる.

上流断面の軸流速 (U) は（図 8 (a)）直立翼, 弯曲翼にかかわらず一様な分布になり, 下流断面（図 8 (b)）ではその分布が変化している. また, 全圧損失分布の上流断面の結果（図 9 (a)）でも一様な分布になり, 下流断面の結果（図 9 (b)）にもその分布の変化がみられ, 正弯曲翼の弯曲角度の増加は Midspan 近傍の損失を増加させ, Tip および Hub 側近傍では減少しているが, 直立翼と比べ急激な損失低減はみられない. 一方, 負弯曲翼の弯曲角度の減少は Midspan 近傍の全圧損失が減少し, Tip および Hub 側近傍では増加している.

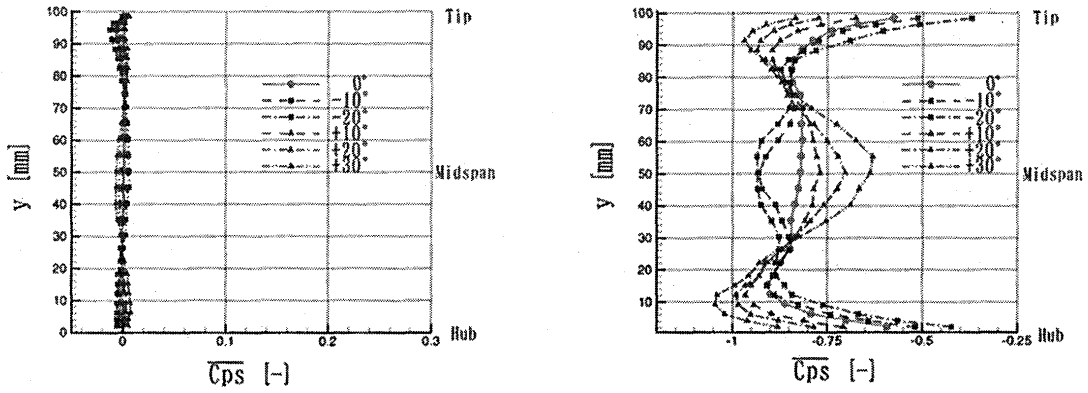
上流断面でのヨー角の分布（図 10 (a)）において, 翼前縁のスタックラインはすでに翼列設計流入角度 (0°) に影響を及ぼしているがわかる. 下流断面の結果 (図 10 (b)) で, 図中の破線は -68°（設計翼列流出角）を示す. この図では, 壁面境界層領域を除いて, 直立翼の場合が 6 種類の翼の中で最も一様な分布となった.

5.4 断面質量流量平均値

図 11 に各翼の Cpt と Cpt_{mix} を断面全体で質量流量平均した結果を示す. 横軸は弯曲角である. $\overline{Cpt}$ 値の最小は +10° 正弯曲翼で得られるが, -20° ～ +30° の広い弯曲角度にわたり余り大きな差はない. また, 2 次流れ運動エネルギー損失を含めた $\overline{Cpt_{mix}}$ も +10° 正弯曲翼で最小になるが, 直立翼とほぼ同じ値であった. 2 次流れ運動エネルギー損失係数については弯曲角度が増すほど大きくなることが両実線の差からわかる.

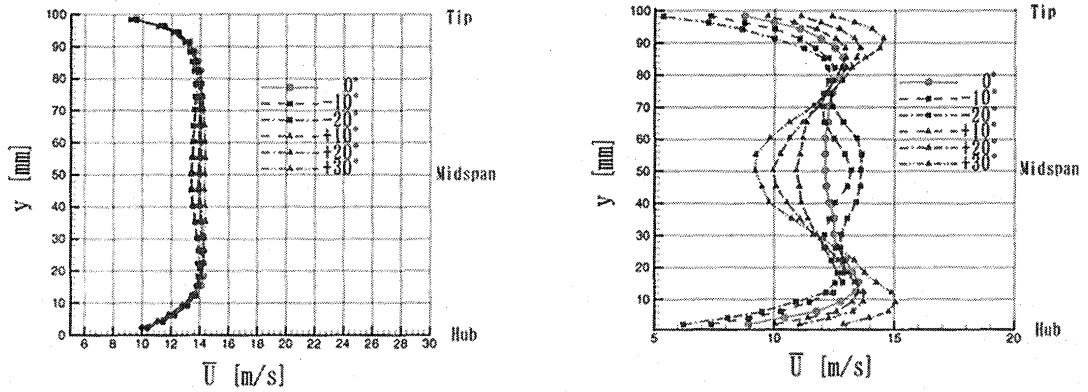
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

図 12 に各翼のヨー角を断面全体で質量流量平均した結果を示す．横軸は弯曲角度，破線は -68°(設計流出角度) を示す．この図では，各翼でほぼ一定であり翼の弯曲の影響は少ないことがわかる．



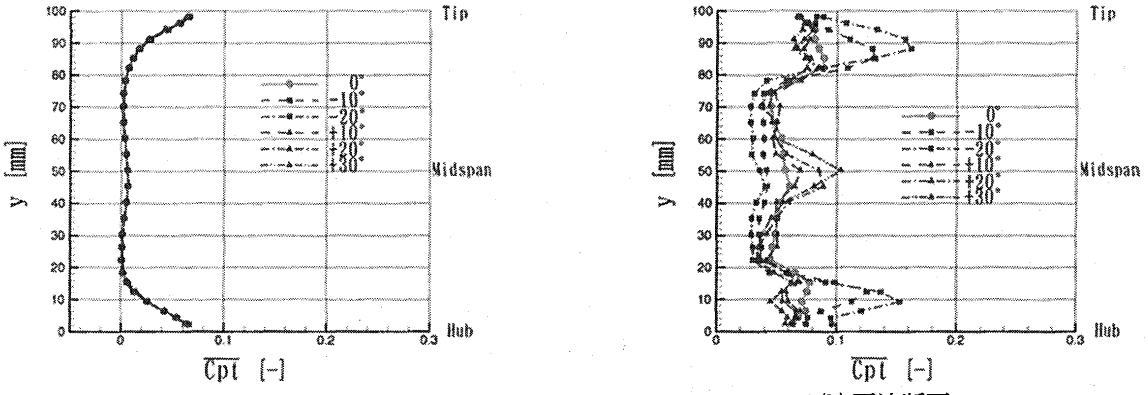
(a) 上流断面　　(b) 下流断面

図 7. 翼高さ方向の静圧係数分布



(a) 上流断面　　(b) 下流断面

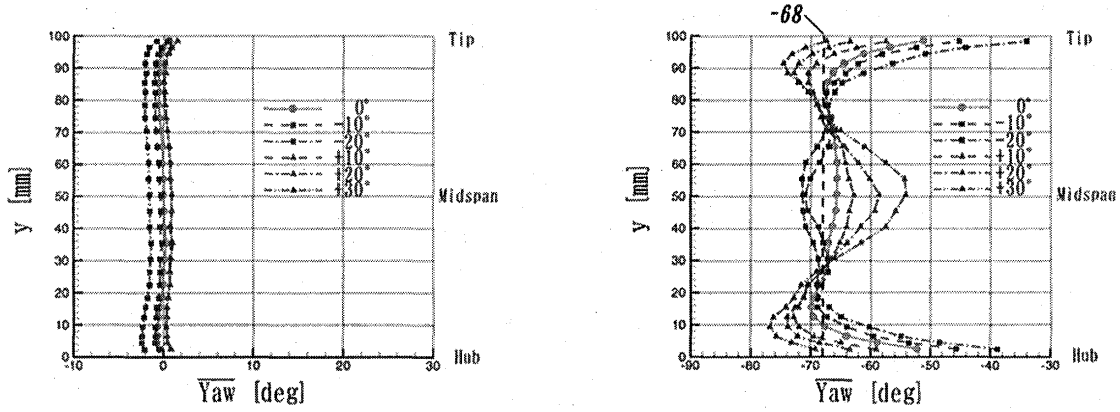
図 8. 翼高さ方向の軸流速分布



(a) 上流断面　　(b) 下流断面

図 9. 翼高さ方向の全圧損失係数分布

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.



(a) 上流断面　　(b) 下流断面

図 10. 翼高さ方向のヨー角分布

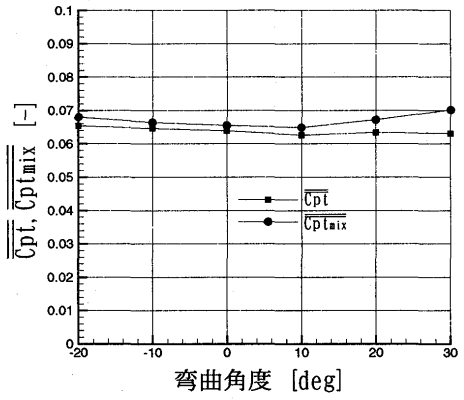


図 11. 断面質量流量平均値 ($\overline{\overline{Cpt}}$, $\overline{\overline{Cptmix}}$)

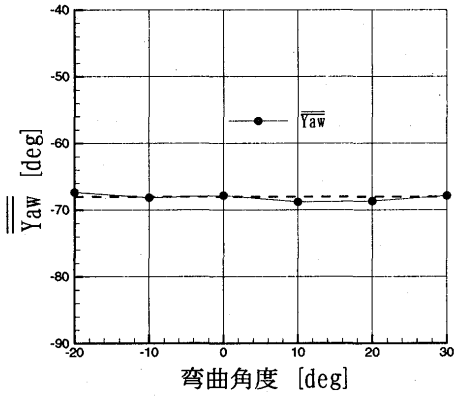


図 12. 断面質量流量平均値 ($\overline{\overline{Yaw}}$)

6. 結論

翼の負圧面または正圧面の翼スパン中央部を弯曲させた6種の翼型模型を用いて弯曲翼の影響を調べ，以下の結論を得た．

1) 翼の弯曲は 2 次流れを強める．特に，後縁渦の強さを増す．

2) 弯曲により全圧損失係数の翼高さ方向分布に大きな影響を与えるが，全体 (断面質量流量平均値) としては余り変化がない．

3) 翼列下流の流出角度 (断面質量流量平均値) は，弯曲させてもあまり変化がない．

4) 今回の翼列では弯曲による翼列性能の向上はみられない．

参考文献

[1] Langston, et al., Three Dimensional Flow within a Turbine Cascade Passage, Trans. ASME J. of Eng. for Power, Vol. 99, 1977, pp. 21-28.

[2] Severing, C. H., Recent Progress in the Understanding of Basic Aspect of Secondary Flows in Turbine Blade Passages, Trans. ASME J. of Eng. for Gas Turbine and Power, Vol. 107, No. 2, 1985, pp. 248-257.

[3] Moore J., Adhye, R. Y., Secondary Flows and Losses Downstream of a Turbine Cascade, Trans. ASME J. of Eng. for Gas Turbine and Power, 1985, Vol. 107, No. 4, pp. 961-968.

[4] Yamamoto A., Production and Development of Secondary Flow and Losses within two Types of Straight Turbine Cascades, Part I: A Stator Case, Trans. ASME J. of Turbomachinery, Vol. 102, No. 2, 1987, pp. 186-193.

[5] Yamamoto A., Production and Development of Secondary Flow and Losses within two Types of Straight Turbine Cascades, Part II: A Rotor Case, Trans. ASME J. of Turbomachinery, Vol. 102, No. 2, 1987, pp. 194-200.

[6] Wang Z., et al., The Blade Curving Effects in a Turbine Stator Cascades with Low Aspect Ratio, AD-93-02713, 1993.

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

軸流タービンの翼列干渉に関する実験と3次元非定常段解析

＊佐藤　渉（早大院）、向井　雄一（早大）、浦野　靖弘（早大）
大田　英輔（早大）、山本　孝正（航技研）

1．まえがき

航空原動機やパワープラントに使用されるガスタービンにおける翼列の内部流れは、流路の複雑な形状や静翼列と動翼列の流れ場が互いに干渉し、きわめて複雑な3次元非定常流れとなる。翼列の設計や性能予測は翼列内部流れを定常流れと仮定して行われることが多い[1] [2]が、実際の非定常流れ場では損失発生メカニズムがより複雑になり、性能が予測と異なる可能性がある[3]。

そこで、本研究では軸流タービン静・動翼列の翼列干渉による流れ場や性能に及ぼす影響を明らかにするため、実験及び数値解析を行った。実験には低速3段軸流タービン翼列風洞を用い、数値解析では風洞の第2段静動翼列を対象とした段解析を行った。はじめに、入口と静動翼列後方での実験結果と計算結果を比較し、その後計算結果から得られた静動翼列内の詳細な流れや損失発生の構造について調査した。

2．風洞実験と数値計算法

2．1　実験方法

図1に実験に用いた低速3段軸流タービン実験風洞の概略図を示す。風洞は大気吸い込み型であり，各翼列は、静翼・動翼での流れを比較しやすくするために、同形状・同枚数のひねりのない翼列を用いた。表1に主な翼の仕様を示す。動翼列は1.25mm（流路スパンの1.84％）の翼端すきまを有している。測定は入口および各翼列後方断面を5孔ピトー管を用いて測定した。図2に実験により測定した断面測定点を示す。

表1　翼仕様

		rotor	stator
number of blades	N	20	
chord length	C	89.17mm	
axial chord	Cax	68.00mm	
blade span	H'	66.75mm	68.00mm
blade pitch	S	66.44mm	
inlet amber angle	din	0.0deg	
outlet camber angle	dout	68.0deg	-68.0deg
turning angle	θ	68.0deg	
cascade stagger	ξ	39.0deg	-39.0deg
cascade aspect ratio	H'/S	0.749	
cascade solidity	C/S	1.342	
hub/tip diameter	Dhub/Dtip	355/491mm	
axial spacing	Cas	22.8mm	
tip clearane	Dtc	1.25mm	-

2．2　非定常段解析法

数値計算は、低速3段軸流タービン実験風洞の第2段静・動翼列を対象に行い、計算条件は実験条件（動翼回転数768rpm、翼コード長基準レイノルズ数1.1×10^5）と一致させた。

図3に計算格子の全体図を示す。図のように入口および出口のH型格子（168×51×65）、各翼列まわりのO型格子（251×31×65）、各翼列流路内のH型格子（168×51×65）および動翼翼端すきま部H型格子（126×38×18）の領域に分けて作成した。総格子点数は333万点となった。

計算は航空宇宙技術研究所の並列計算機ＮＷＴを用いて行い11台で並列計算を行った。

基礎方程式はReynolds平均した3次元非定常NS方程式を用い、対流項はChakravarthy-OsherのTVDスキーム、粘性項は2次精度中心差分で離散化し、近似因子分解とNewton反復法を用いて陰的に解いた。空間2次精度、時間1時精度となった。また、乱流モデルとしてBaldwin-Lomaxの代数モデルを用いた。流入・流出境界条件としては実験により得られた値をピッチ平均した値を用い、準無反射境界を適用した。流入条件には全圧・全温、流出条件には静圧を与えた。静・動翼列境界は滑り境界とし、基本変数に対して各時刻での格子点の相対位置に応じた線形補間を行った。

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

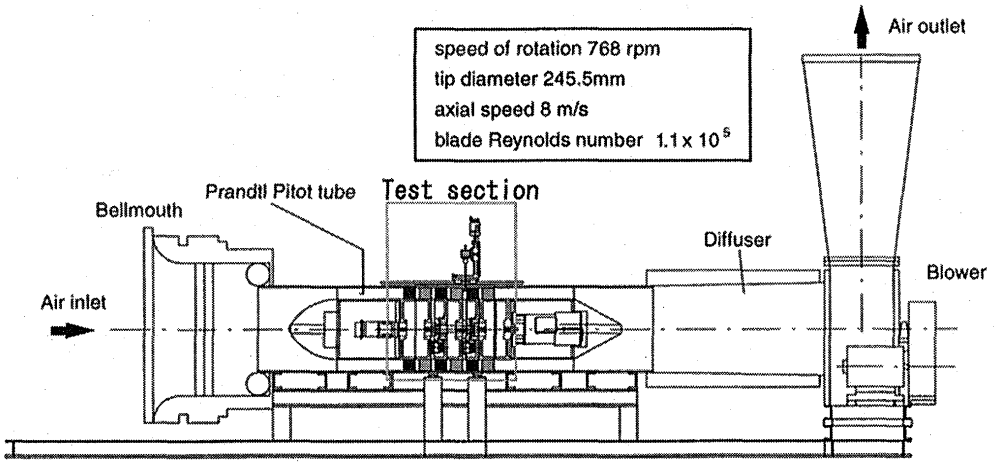


図１　低速３段軸流タービン実験装置

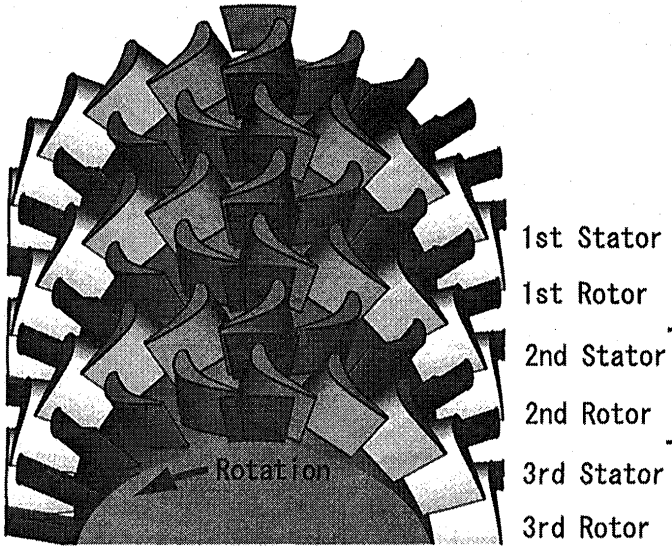


図２　実験測定点

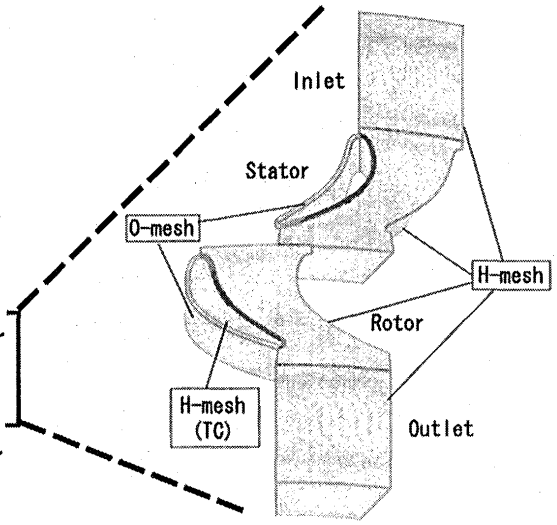


図３　計算格子

３．結果

３．１　実験と解析結果の比較

図４，図５および図６に今回の実験および計算で得られた全圧損失・静圧係数のスパン方向分布図を示す。比較をしやすくするため各翼列後方では右に示す式で無次元化を施してある。入口では，境界条件として第1段動翼列後方の実験結果を用いたため，動翼列ウェークの影響が現われてしまった．静翼列後方では定量的・定性的に一致していることがわかる。動翼列後方では，実験値は計算結果に比べやや変動が大きくなっているが、これはピトー管の応答性が非定常の変化に追いつかなかったためによって生じたずれだと考えられる。定性的には動翼列後方では実験値と一致しているといえる。

全圧損失

$$CPt = \frac{\overline{\overline{Pt_{n-1}}} - Pt_n}{0.5 \cdot \rho \cdot \overline{\overline{V_n}}^2}$$

静圧係数

$$CPs = \frac{Ps_n - \overline{\overline{Ps_{n-1}}}}{0.5 \cdot \rho \cdot \overline{\overline{V_n}}^2}$$

ただし，

$\overline{\overline{Pt_{n-1}}}$：翼入口断面平均全圧

Pt_n：翼出口の局所スパンにおけるピッチ方向平均全圧

$\overline{\overline{Ps_{n-1}}}$：翼入口断面平均静圧

Ps_n：翼出口の局所スパンにおけるピッチ方向平均静圧

$\overline{\overline{V_n}}$：翼出口断面平均流速

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

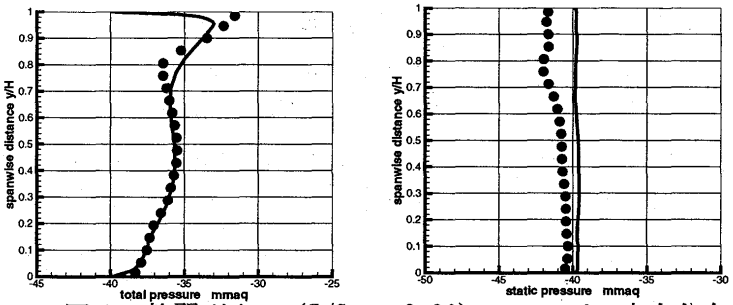


図４　静翼列入口（Z/Cax=-0.26）でのスパン方向分布

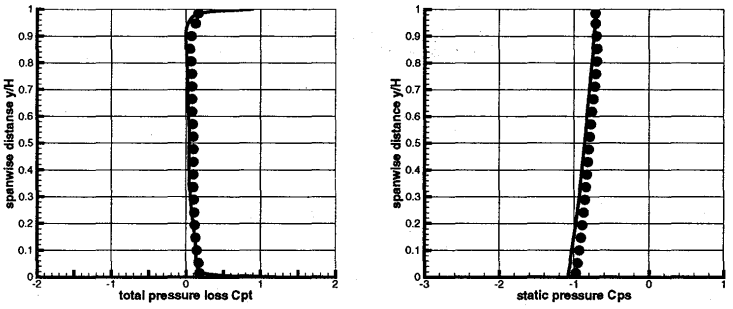


図５　静翼列後方（Z/Cax=1.12）でのスパン方向分布

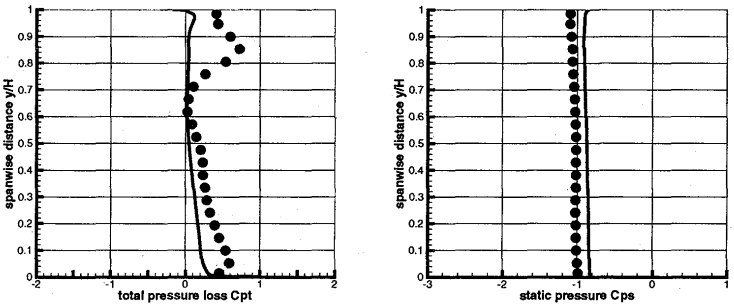
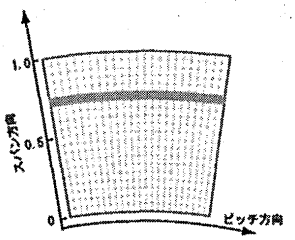
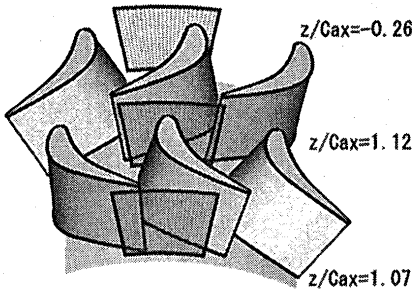


図６　動翼列後方（Z/Cax=1.07）でのスパン方向分布





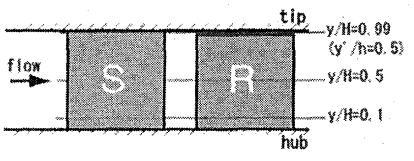
３．２　スパン方向位置の違いによる非定常翼列干渉流れ

渦の挙動を見るため、図７にミッドスパン(y/H=0.5)における無次元ヘリシティ分布を示す。無次元ヘリシティは以下の式により定義され、流れ方向に対しての縦渦の度合をあらわしている。図７より上流静翼列ウェークの渦が動翼全縁でカットされ、下流に流れていく際、ピッチ方向の流速の差により弓形に変形し、正圧面と負圧面の領域に分かれる。その際、動翼表面境界層、とくに負圧面側に影響を与えていることがわかる。

ヘリシティ

$$Hn = \frac{\vec{\xi}\cdot\vec{v}}{\left|\vec{\xi}\right|\left|\vec{v}\right|}$$

$\vec{\xi}$：渦度ベクトル
$\vec{v}$：速度ベクトル



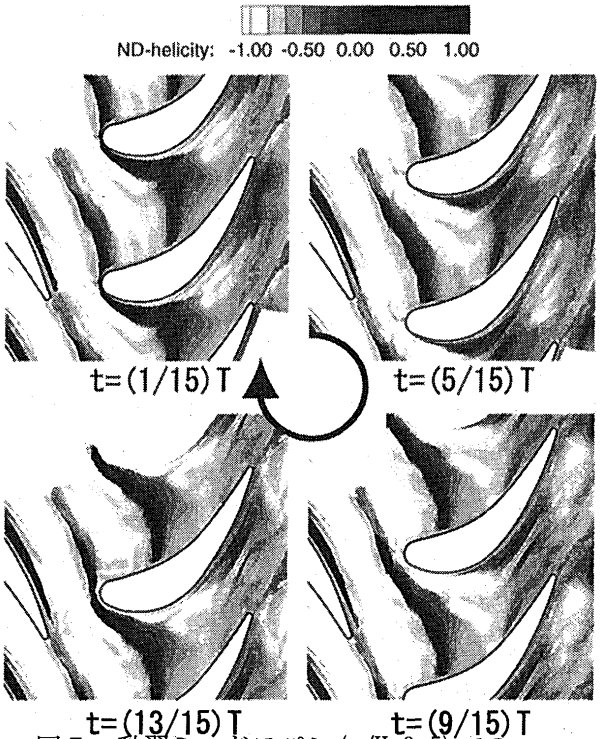
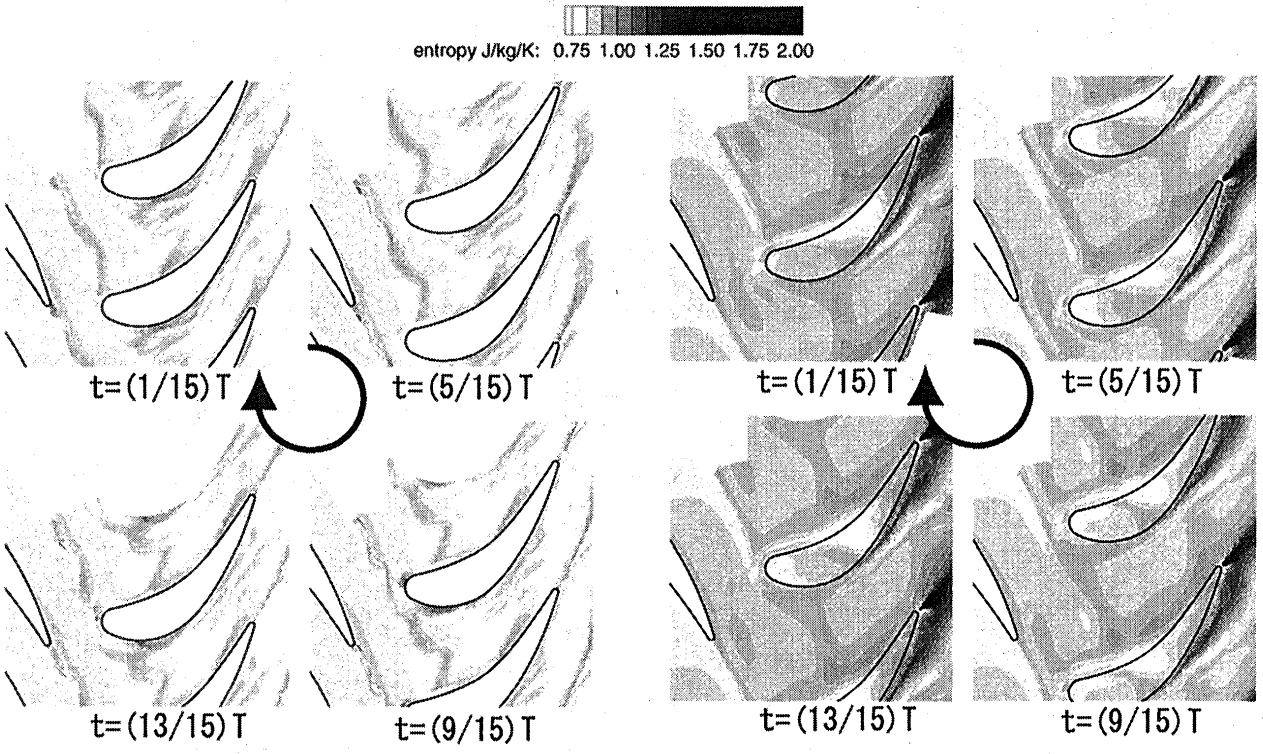


図７　動翼ミッドスパン(y/H=0.5)でのヘリシティの時間変化

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

次に損失領域を見るため、図８に(a)ハブ近傍(y/H = 0.1)、(b)翼端隙間内(y/H = 0.99, y'/h = 0.5)におけるエントロピ分布を示す。ハブ近傍では静翼からのウェークにより、動翼列内の流れが大きく時間変化しており、動翼下流まで影響を及ぼしている。特にハブ近傍でのウェークは巻き上がりによるコーナ渦を含むため影響が大きい。翼端隙間内での分布を見ると翼前縁でわずかに非定常変化するが、全体的にほとんど変化していない。このため、静翼ウェークによる影響はあまりないことがわかる。しかし動翼後縁負圧面付近で漏れ渦による損失の高い領域が非定常変化していることがわかる。ハブ側の強いウェークが動翼列内でチップ側まで巻き上げられ、後縁付近で漏れ渦とのミキシングロスを発生していると考えられる。



(a) ハブ近傍 (y/H=0.1)　　(b) 翼端隙間内 (y/H=0.99, y'/h=0.5)

図８　動翼各スパンにおけるエントロピ分布の時間変化

３．３　動翼列内における３次元流線の非定常変化

図９に動翼負圧面近傍における３次元流線の非定常分布を示す。流れはチップに向かって巻き上がり、翼端隙間からの漏れ流れと混合している。チップ近傍から始まる流れは、負圧面側から翼端隙間内に流入し漏れ流れとなっている。とくに非定常変化が大きい流線は、ハブ近傍から始まる流線である。t=(1/15)Tでは静翼ウェークによる低エネルギー流体が流入するため、流れがチップに向かって大きく巻き上がり、漏れ流れと強く干渉している。一方、t=(9/15)Tでは流れはそれほど巻き上がらずチップ近傍での流れとはほとんど干渉しないで流出されている。以上のことは３．２での結果とよく一致している。

３．４　動翼列チップ近傍での流れ

図１０に動翼翼端すきま内の流線の時間変化分布,図１１に軸方向位置での動翼チップ近傍エントロピ、流れベクトルの時間変化図を示す。翼端内の流れはどの位置を見ても,干渉の影響と思われるあまり大きな時間変化はみられない。しかし負圧面(SS)から流出した漏れ渦は流れが後縁に向かうにつれ、中心が負圧面から離れてゆき非定常変化が大きくなってゆく様子がわかる。また、静翼からのウェークと漏れ渦の混ざり合いによるミキシングロスが発達していく様子が確認できる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

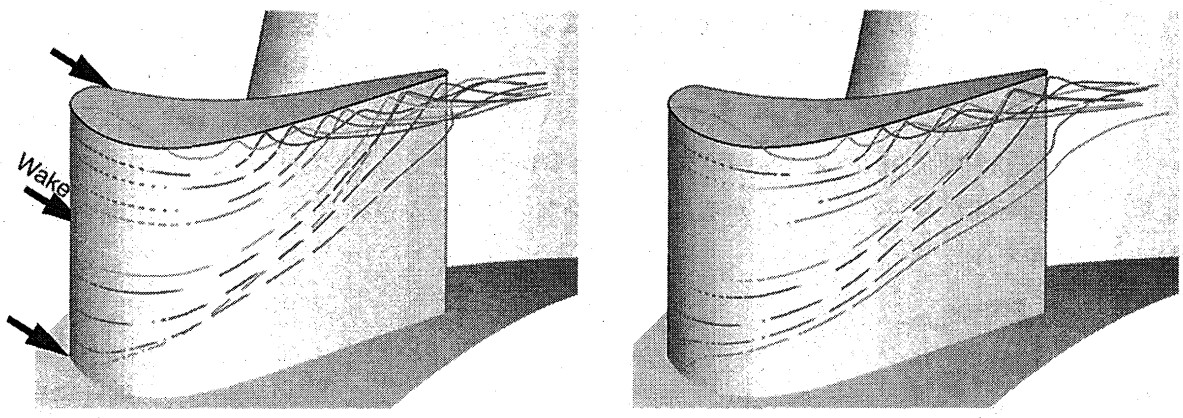


図９　動翼負圧面近傍の流線の時間変化

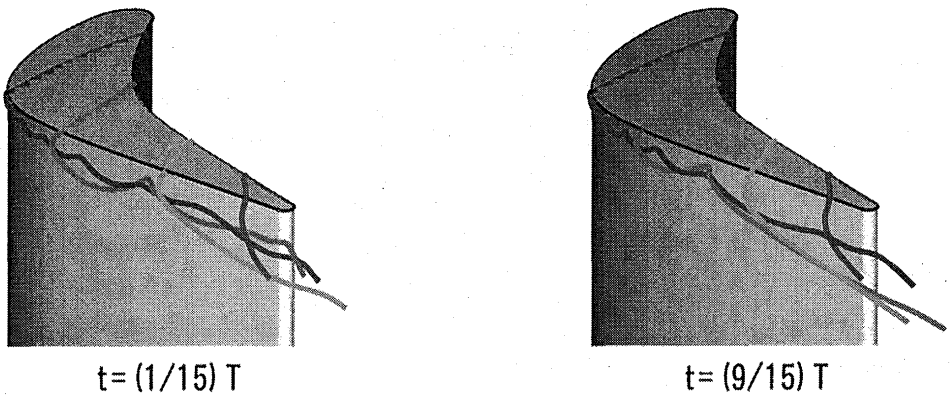


図１０　動翼翼端すきま内の流線の時間変化

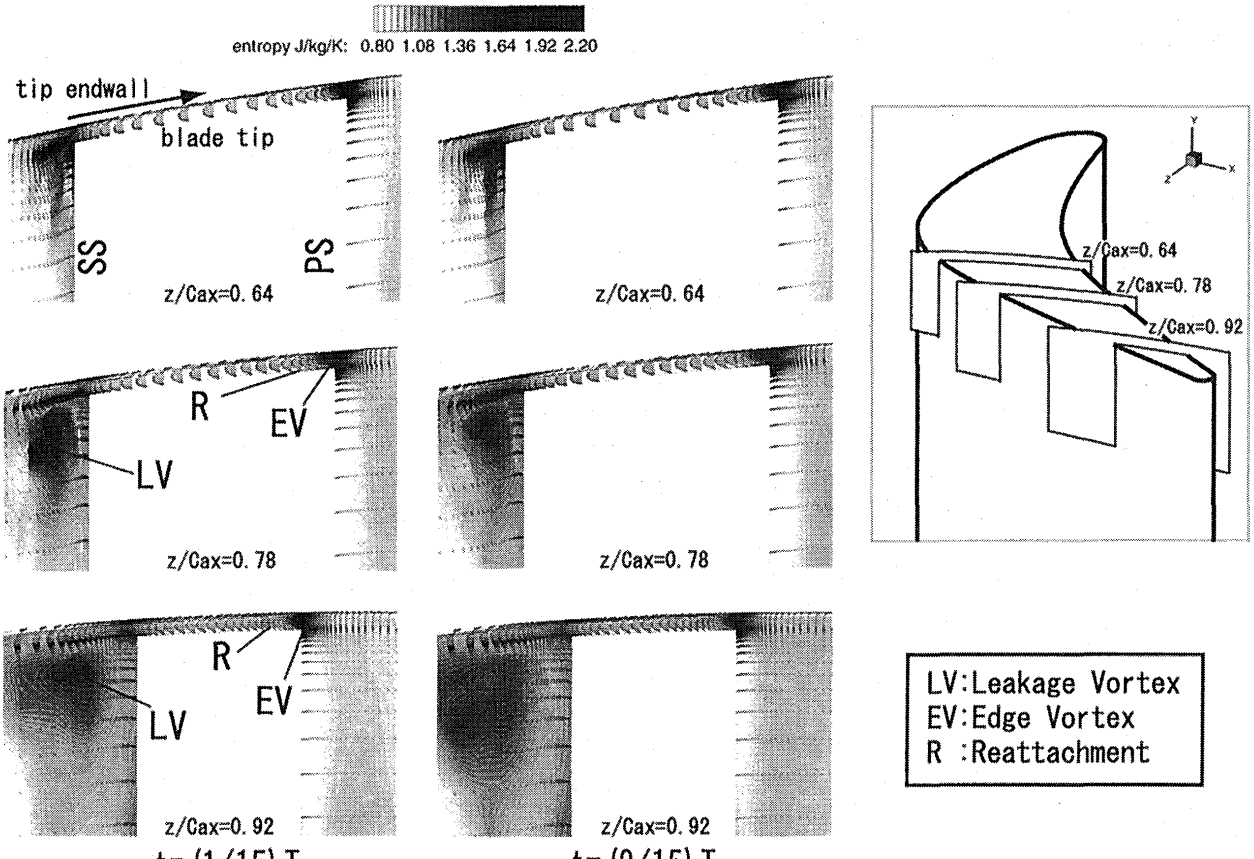


図１１　動翼チップ近傍におけるエントロピ、流れベクトルの時間変化

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

3．5　軸方向位置の違いによる断面平均エントロピの時間変化

図１１に動翼の各軸方向位置におけるエントロピ断面平均値の非定常変化を示す。位相にずれがあり、1周期に１つのピークがある。このピークの伝播について見ていくと、入口(z/Cax=0.07)と出口(z/Cax=1.07)では約2周期位相がずれている。すなわち静翼からのウェークが動翼内を通過するのに動翼２ピッチ分の移動時間がかかることがわかる。これは、静翼のウェークが動翼列内の流れと干渉することが原因であると考えられる。

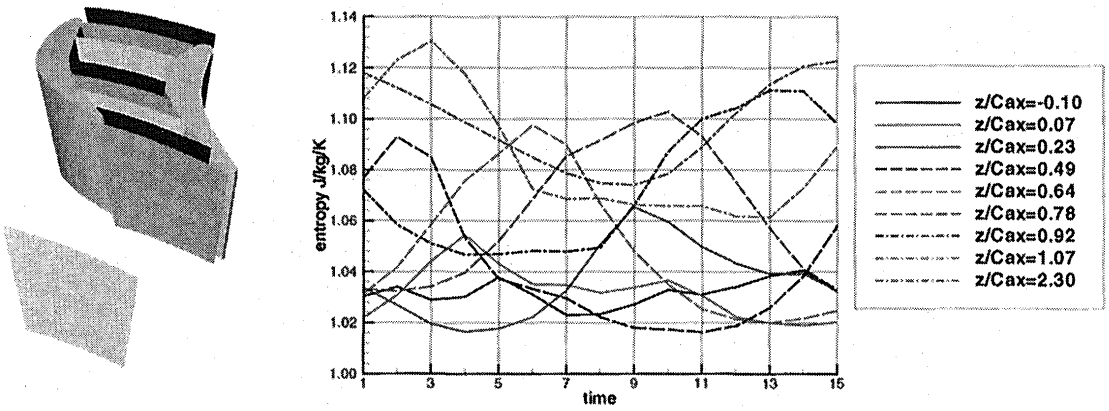


図１２　動翼各軸方向位置での断面平均エントロピの時間変化

4．まとめ

低速３段軸流タービンの第２段静・動翼列を計算対象として、翼列干渉に関する３次元非定常NS数値解析を行い、実験と比較した。主な結果は以下のようになった。

[1]　スパン方向分布での実験結果と解析結果は，静翼列後方でよく一致した。動翼列後方では，ピトー管の応答が追いつかなかったことによりわずかにずれが生じてしまったが，定性的には一致した。

[2]　静翼ウェークは動翼列内で形状を弓形に変化させながら下流へ流れる。そのため、ウェークの影響は翼面付近で大きく現れ、特に負圧面で大きい。

[3]　静翼ウェークが動翼列に与える影響は，動翼列前方ではハブ側で大きく、チップ側で小さい。ハブ側には静翼コーナ渦があるためである。しかし動翼列後方では、巻き上がりによりチップ側でも影響を受けている。

[4]　翼端すきま内の漏れ流れは，干渉による影響が少なく、あまり時間変化しない。しかし、漏れ流れが流出し漏れ渦となる領域では，干渉の影響が加わり非定常変化が大きくなる。

[5]　静翼ウェークが動翼列内を通過するのに約2周期(動翼が２ピッチ分移動する時間)かかる。

5．参考文献

[1]　Inaba. T., Outa. E., Yamamoto. A.
Numerical Simulation of Blade Tip Leakage Flow in an Axial Flow Turbine
ISAIF Proceedings Volume I, 1999-8, 262-273

[2]　山本　孝正，臼井　弘，大田　英輔，渡辺　裕章，稲葉　亨，山口　淳，長谷川　晃，富永　純一
多段軸流タービン３次元非定常内部流動の基礎研究
第２５回ガスタービン定期講演会　講演論文集，1997

[3]　飯田 耕一郎，山本　孝正，大田　英輔，稲葉　亨
翼端隙間を有するタービン静・動翼列内部流れの３次元段落解析
第１５回ガスタービン秋季講演会　講演論文集，2000, 133-138

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

B－4

遷音速振動翼列の非定常空力特性に関する三次元粘性数値解析

*加藤善己（東京大学大学院）
渡辺紀徳（東京大学工学系研究科）

1．緒言

軸流圧縮機において、その正常な作動を妨げる現象のひとつに、翼列フラッターがあげられる。これは、翼に働く非定常空気力によって引き起こされる翼の自励振動であり、翼の破損や、ひいてはエンジンの破壊へとつながる非常に危険な現象である。

翼列フラッターに関しては、これまで主として二次元の問題として多くの研究が行われ、不安定振動現象の発生条件をはじめ様々な性質が解明されてきた。しかし、実際の翼列流れ、および振動現象は本質的に三次元であり、二次元の解析では捉えることのできない様々な事象が存在する。翼スパン方向の振動振幅非一様性、壁面境界層の存在、翼端漏れ流れ、翼端渦などの三次元的要因は、翼列の性能に大きな影響をもたらすが、その非定常空力特性にも重大な影響をおよぼしている。これらの三次元性の中で、翼端近傍の流れは翼列の振動特性に対して重要な役割を担っていると思われる。この領域には壁面境界層や翼端間隙が存在し、翼端漏れ流れや翼端渦などの複雑な流れが生じている。また片持ち支持された動翼に対し、翼先端部の振動空気力が大きな影響をもつ。このため、翼端近傍の流れを考慮し、それが振動翼列の特性にどのような影響を与えるかを明らかにすることは、非常に重要である。

ここで、翼端間隙を考慮した振動翼列における理論解析結果の一例[1]を示す。翼スパン 180mm に対して翼端間隙の大きさδを 0mm、3mm、5mm と変化させた場合、フラッター限界無次元振動数 k_{cr} は、図1に示すように間隙の増加につれて低く抑えられた。この結果より、翼端間隙は翼の振動不安定を抑える効果を持つことがわかる。しかし、現在のところその詳細なメカニズムまでは十分に理解されていない。

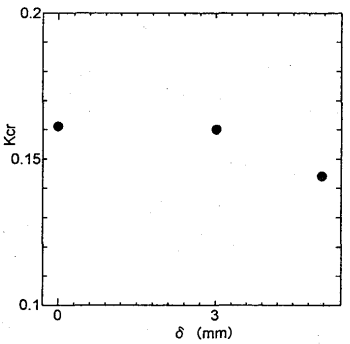


図 1　フラッタ限界の無次元振動数の翼端間隙による変化（文献（1））

本研究では、振動翼列まわりの流れを三次元粘性数値解析により詳細に調べ、特に翼端漏れ流れが、振動翼列の非定常空力特性にどのような影響を与えるかについて、詳細に解明することを目的として研究を進めている。現在までに数値解析手法を開発し、翼端間隙の無い遷音速直線翼列において、1次曲げモードで振動する翼に働く非定常空気力の三次元的な特性を調べた。

2．数値解析手法

図2に解析対象である翼列を示す。翼型には二重円弧翼[2]を用いた。そり角は 10°、翼厚比は 0.04 である。翼のコード長は 45.15mm、ソリディティ 1.67、スタッガ角 55° で、この翼列をスパン方向に積み重ね、三次元計算を行った。その際、アスペクト比は 1.11 とした。

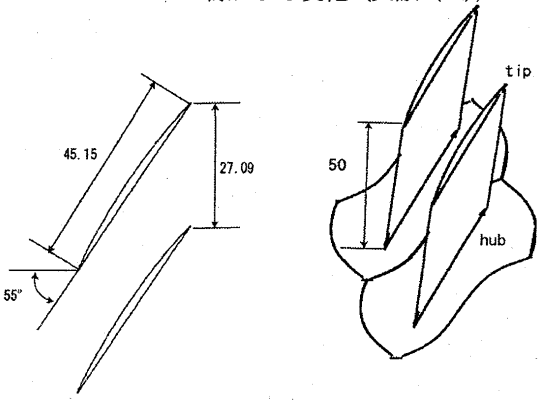


図 2　対象翼列

基礎方程式は三次元 Navier-Stokes 方程式で、対流項の離散化には Harten-Yee の2次精度風上 TVD 法を用いた。時間進行法には LU - ADI 法を用い、非定常計

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

算の際は Newton 反復を行うことにより、時間 2 次精度を確保した。また、乱流粘性は Baldwin-Lomax 乱流モデルで評価している。

入口境界では全温、全圧、周方向速度を固定し、リーマン不変量を外挿している。出口境界はリーマン不変量を用いた無反射境界とし、静圧のみ固定して、他の物理量を外挿した。また、翼列方向の境界には周期境界条件を課した。

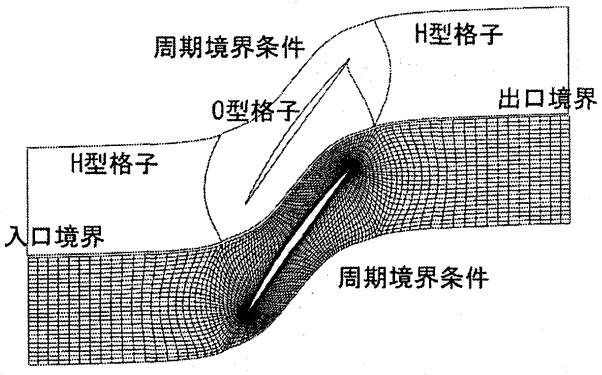


図 3　計算格子

図 3 に計算に用いた格子を示す。翼面に対する直交性を保ち、かつ上下流領域を広く取ることができるよう HOH 型格子を用いた。格子点数は H 型部が 20×25 点、O 型部が 180×25 点である。この格子をスパン方向に積み重ねることにより三次元格子を作成した。

また、振動翼列に関する非定常計算の際は、翼振動に追随する移動格子網を利用した。O 型部の外周部は移動させないものとし、翼面と外周部の中間の各格子点は翼面からの距離に応じて格子を移動させた。

3. 計算条件

流入マッハ数 1.2、翼列前後静圧比を 1.28 とした。この時の 44%スパン断面、15.7%スパン断面における定常等マッハ線図をそれぞれ図 4、図 5 に示す。現在の計算コードでは遠心力の効果が入っていないので、定常計算においては 50%スパン方向位置を中心にスパン方向対称な流れ場となっており、定常流れ場において、15.7%スパンは 84.3%スパン、44%スパンは 56%スパンとそれぞれ同じ流れ場となっている。図 4、図 5 を見ると、前縁斜め衝撃波が翼背側に入射していることと、翼間に垂直衝撃波がたっていることがわかる。また、15.7%スパン断面においては壁面境界層の剥離の影響を受け、衝撃波が少し前に押し出され、なまっている様子が確認できる。

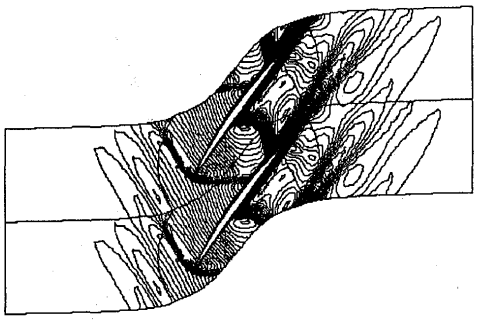


図 4　44%スパン等マッハ線図

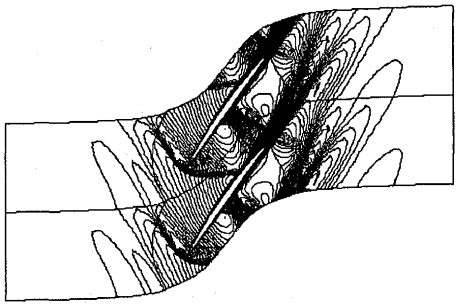


図 5　15.7%スパン等マッハ線図

図 6 には 44%スパン断面における翼面上圧力分布を示す。翼面上圧力分布について、実験結果[3]との比較、検証を行った。この結果を見ると十分に一致していると言える。

この定常流れ場に対して、翼を曲げ振動させ、非定常計算を行った。翼の振動振幅は 1 次曲げモードに従い、先端部でコード長さの 1%となるようにした（50%スパンでは 0.34%、ハブでは 0）。翼の振動方向は翼のコードに対して垂直方向、無次元振動数は 1.0 で計算した。また、翼に働く非定常空気力を求める際に、すべての翼を任意の翼間位相差で振動させて計算を行うと計算量が膨大になってしまうので、一翼振動法を用いた。この方法では翼列中の一枚の翼を振動させて、翼の振動によって振動翼自身と周りの静止翼に誘起される非定常空気力を求め、これらを任意の翼間位相差で重ね合わせることにより、全翼が任意

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

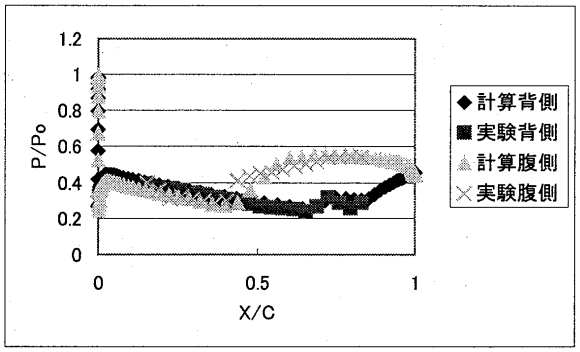


図 6　定常翼面上圧力分布

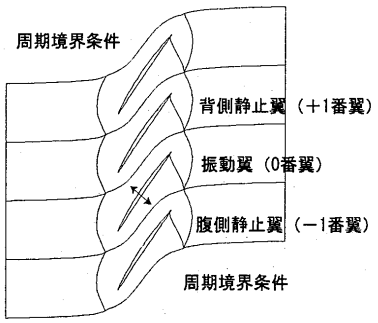


図 7　計算領域

の翼間位相差で振動している際に翼に働く非定常空気力を求める。計算領域は図 7 に示すように 4 流路とり、その上側下側は周期境界条件を課した。この 4 枚の翼の内 1 枚のみを振動させ、振動翼および隣接する 2 枚の静止翼の計 3 枚に働く非定常空気力を任意の翼間位相差で合成した。腹側静止翼、振動翼、背側静止翼をそれぞれ、−1 番翼、0 番翼、+1 番翼と呼ぶ。合成の際はそれぞれのスパン方向位置における非定常空気力を cos で展開し、展開モードごとに 3 枚の翼のデータを任意の隣接翼間位相差で重ね合わせ、それを再合成する方法 [4] により非定常空気力の三次元分布を求めた。

4．結果および考察

図 8(a)、図 8(b)、図 8(c)に 15.7%、56%、84.3%スパン(Tip を 100%とした場合)における非定常空気力振幅の等高線を示す。それぞれのスパン位置における非定常圧力をフーリエ変換し、振動周波数成分を取り出して、その振幅を求めた。図における下から 2 番目の翼が振動翼である。この結果を見ると、すべての断面において、衝撃波の影響により大きな圧力変動が生じていることがわかる。また、翼がほとんど振動をしていない 15.7%スパン（振幅は先端部の約 1/30）においても他の断面における圧力変動の影響により、大きな圧力変動が起きていることがわかる。

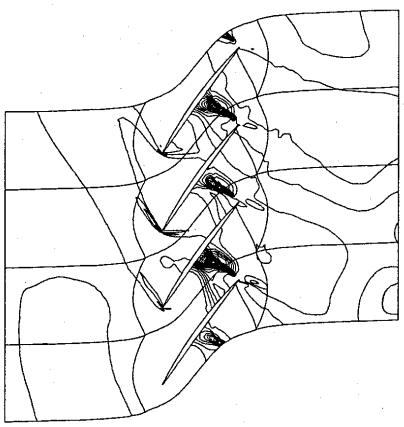


図 8(a)　圧力変動等高線図(15.7%スパン)

続いて、図 9 に 0 番翼（振動翼）の 15.7%、32.8%、44%、56%、67.2%、84.3%スパンに誘起された 1 周期分の非定常空気力を示す。横軸は 1 周期の時間で無次元化した時間で、縦軸が入口動圧で

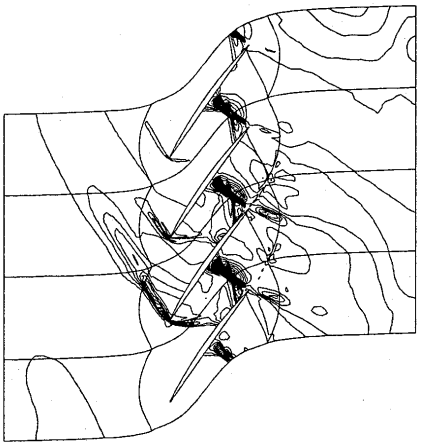


図 8(b)　圧力変動等高線図(56%スパン)

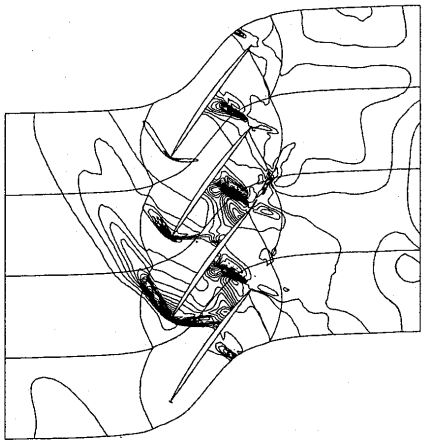


図 8(c)　圧力変動等高線図(84.3%スパン)

Download service for the GTSJ　via 216.73.216.204, 2025/07/05.

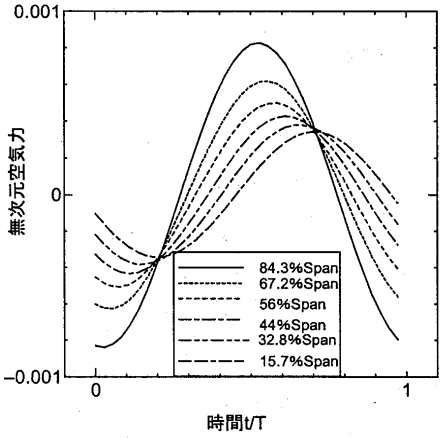
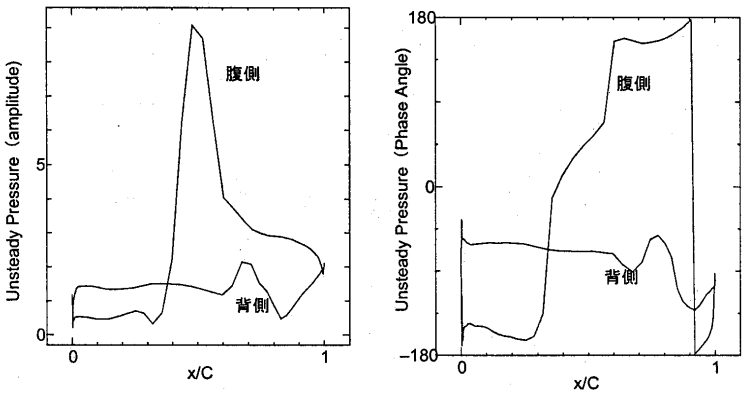
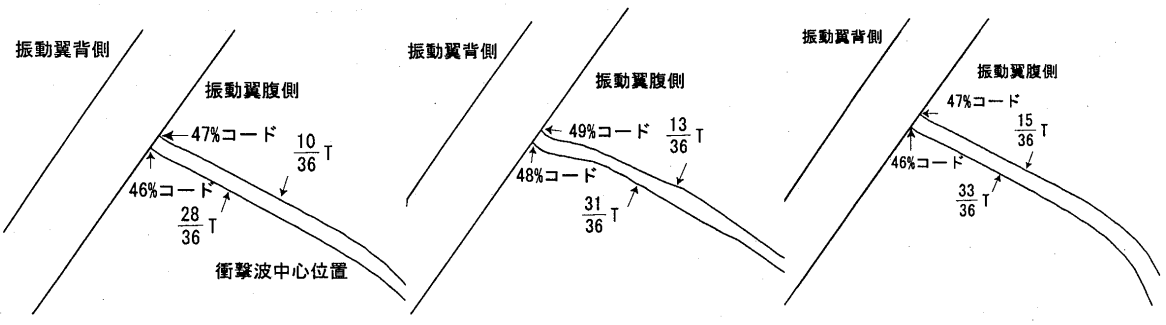


図 9　0 番翼非定常圧力の時間変化



(a)振幅　　(b) 位相

図 10　0 番翼翼面上非定常圧力(15.7%スパン)



(a) 84.3%スパン　　(b)　32.8%スパン　　(c) 15.7%スパン

図 11　衝撃波振動の様子

無次元化した空気力である。非定常空気力は翼面上圧力を翼面 1 周分積分し、定常成分を差し引いて求めたものである。15.7%スパンでも大きな空気力が誘起されており、また、その位相を見るとティップからハブに向かって位相が遅れていく様子が確認できる。この結果より、ティップでの振動の影響が遅れてハブ側に伝わっていると考えられる。

次に、図 10 に 15.7%スパンにおける 0 番翼翼面上非定常圧力の振幅と位相を示す。左側(a)が入口動圧で無次元化した絶対値で、右側(b)が位相である。(a)の絶対値を見ると、腹側に入射する垂直衝撃波によると思われる大きな圧力変動が生じており、誘起された非定常空気力の主な発生要因は衝撃波の振動であると考えられる。また、(b)の位相を見ると、衝撃波部で大きく変化している。

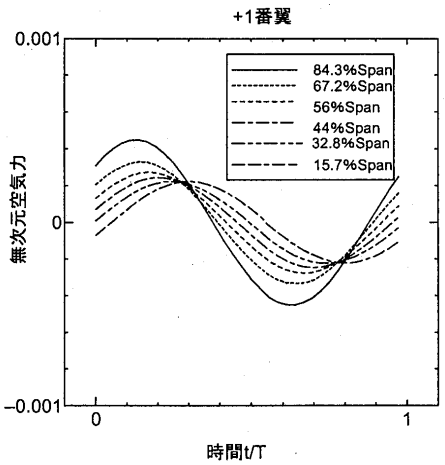


図 12　+1 番翼非定常圧力の時間変化

そこで、0 番翼腹側における衝撃波の振動の様子をスパン方向位置別に調べた。84.3%スパン、32.8%スパン、15.7%スパンにおける衝撃波振動の様子を図 11 に示す。翼振動の 1 周期中、衝撃波が最も上流または下流に来た時の時間を図に示した。この結果を見ると、84.3%スパンから、32.8%スパン、15.7%スパンとハブ側に行くにつれ、衝撃波振動が遅れていく様子が

Download service for the GTSJ　via 216.73.216.204, 2025/07/05.

見られる。これより、翼の振動振幅が非常に小さいハブ側でも大きな空気力が誘起され、その位相がティップに比べて遅れている原因は、ハブ側衝撃波がティップでの振動の影響により位相遅れで振動していることであるとわかった。

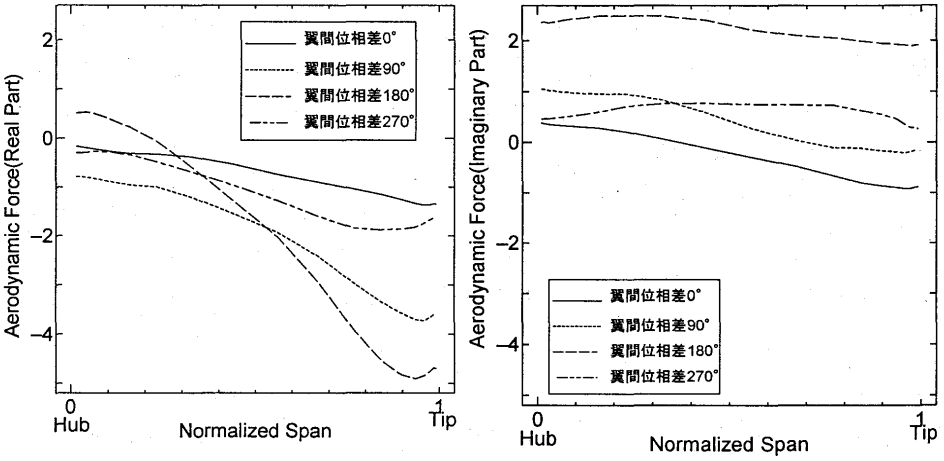


図 13　非定常空気力スパン方向分布図

次に隣接静止翼に誘起された非定常空気力について考える。図 12 に+1 番翼（振動翼背側の隣接静止翼）の 15.7%、32.8%、44%、56%、67.2%、84.3%スパン方向位置に誘起された 1 周期分の非定常空気力を示す。この結果を見ると、振動翼と同様にティップ側に大きな空気力が誘起され、ハブ側に行くにつれ空気力が小さくなり、位相も遅れていく様子が見られる。ここで、振動翼の時と同様に衝撃波の挙動について調べてみると、ハブ側に行くにつれ位相が遅れている様子が見られた。これより、隣接翼に働く非定常空気力も、ハブ側衝撃波の振動がティップ側より位相が遅れることにより、ハブ側において位相遅れで誘起されることがわかった。

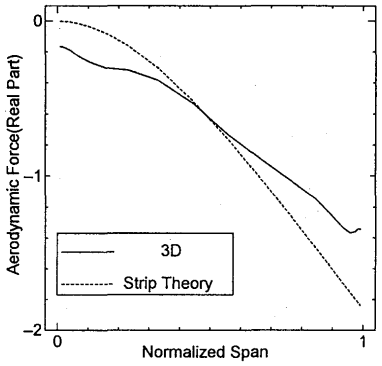


図 14　非定常空気力実部のスパン方向分布
(翼間位相差 0°)

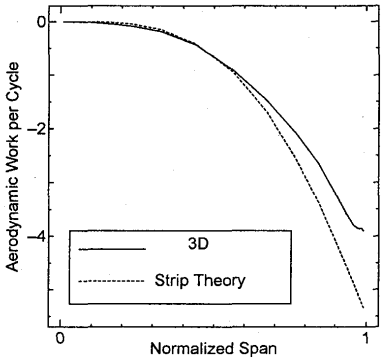


図 15　流入エネルギーのスパン方向分布
(翼間位相差 0°)

図 13 は 0 番翼、±1 番翼の 3 枚の翼に誘起された非定常空気力を、隣接翼間位相差 0°、90°、180°、270° で重ね合わせた際のスパン方向分布を示している。横軸は無次元スパンで、縦軸は非定常空気力実部（Real Part）、虚部（Imaginary Part）である。実部は翼の速度と同期する成分で、空力減衰力を表しており、実部が正ならば非定常空気力は励振力として働き、翼振動は不安定となる。虚部は翼振動の加速度と同位相の成分である。非定常空力特性については空力減衰力が重要なので、実部を中心に議論する。図 13 を見ると、ティップ側では大きな空気力が誘起されていることがわかる。また、振動をしていないハブ側にも空気力が誘起されていることがわかる。翼間位相差の影響について見ると、0° で一番小さく、180° で一番大きな空気力が誘起されていることがわかる。このことは、同位相（翼間位相差 0°）で動いている時は、翼間流路幅の変化はないが、逆位相（180°）で動いている時は翼間流路幅の変化が一番大きいことが原因であると考えられる。また、翼間位相差 180° の時のハブ側で実部が正になり、不安定になる領域が見られるが、ここは振動振幅の小さい領域で翼全体の非定常空力特性に与える影響は小さいため、翼全体としては安定となっている。

つぎに、ストリップ理論との比較を行った。図 13 で示した非定常空気力 Real Part を、同じ条件で計

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

算したストリップ理論の値と比較して図 14 に示す。また、図 15 に振動 1 周期に翼に流入するエネルギーをストリップ理論と比較した結果を示す。それぞれ翼間位相差 0° で重ね合わせを行った結果である。ストリップ理論値というのは二次元計算結果をもとに、非定常空気力は翼振動に関して線形であるという前提で各断面での振動振幅から算出された値である。二次元計算を行った際、三次元計算と同じ静圧比で計算すると、衝撃波位置が大きく異なったので、衝撃波位置が一致するよう静圧比を調整して計算を行った。図 14、図 15 を見ると、三次元計算とストリップ理論との結果は異なり、三次元効果によってスパン方向に非定常空気力が平均化されることを確認することができる。

5. 結論

遷音速流れ場において、1 次の曲げモードで振動する圧縮機直線翼列の非定常空気力を粘性数値解析した。三次元 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式とした、新たに開発した計算コードにより非定常解析を行った。翼列の振動は移動格子網により追従し、影響係数法に基づいた一翼振動法により計算を行った。これにより、1 次曲げモードで振動する遷音速翼列において、衝撃波の振動に起因する大きな非定常空気力が発生することを確認した。また、振動をしていないハブ側でも大きな非定常空気力が誘起され、その位相はティップに比べて遅れていることがわかった。この位相遅れは、衝撃波の振動位相がティップより遅れていることによる。

今後は翼端間隙を考慮して計算を行い、翼端漏れ流れが翼に働く空力減衰力に与える影響について詳細に調べる予定である。翼端間隙を考慮した計算格子については、まず HOH 型格子をハブ壁面からティップ壁面まで積み重ね、間隙の部分には別の格子を組み込んで解析を行う予定である。図 16 に間隙を組み込んだ格子の例を示す。

参考文献

（1）渡辺紀徳、梶昭次郎「翼端間げきを有する振動翼列の非定常空力特性(第 3 報、理論解析、定常負荷がある場合)」日本機械学会論文集 B 編 56 巻 530 号、1990、pp.2957-2965。

（2）坂口一、近藤博、高森晋、岩下敬吾「そり角の小さい遷音速二重円弧二次元翼列実験」NAL TR-300。

（3）青塚瑞穂、「高亜音速/遷音速流中で剥離を伴う振動翼列の空力特性に関する研究」東京大学学位論文 2002。

（4）渡辺紀徳、梶昭次郎「翼端間げきを有する振動翼列の非定常空力特性(第 1 報、実験)」日本機械学会論文集 B 編 53 巻 495 号、1987、pp.3158-3165。

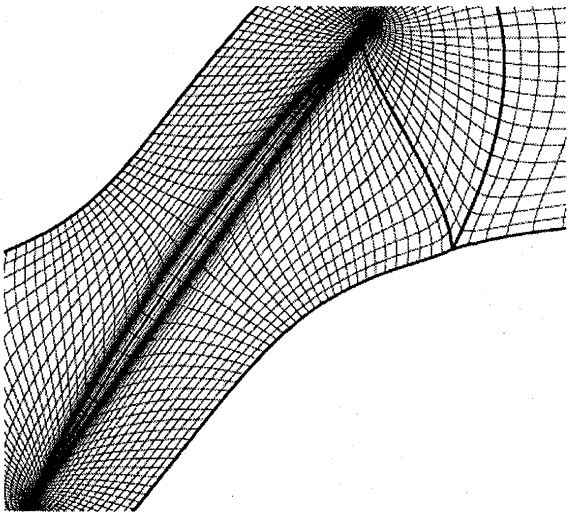


図 16　翼端間隙部格子

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－1

航空機用ガスタービンにおけるエンジンシステム研究開発について

二村尚夫（航空宇宙技術研究所）

1. まえがき

日本ガスタービン学会が創立30周年を迎え、「ガスタービン」という言葉もすでに日常生活に定着した感がある。このガスタービン機関というエンジンの長所を最大限に利用している航空機にとって、陸舶用ガスタービン、発電用ガスタービンとは技術的研究開発を通じて相補的に技術の向上が継続されている。本文ではいささか皮相的ではあるが航空用ガスタービンのエンジンシステム研究とその背景について述べたいと思う。

2. ガスタービン技術と航空機技術の接点

すでに初飛行から１００年を迎えようとしている航空機、発明から５０年以上が経つジェットエンジンにおいて現在の航空機用エンジンの主たるシステムであるガスタービン機関の研究は1940年代に欧米で積極的に展開された。その動機は当時プロペラ推進による航空機の飛行速度向上が限界にまで達していたことが挙げられる。ドイツのオハイン、英国のホイットル等は高温、高圧のガスタービン排気を噴流として反動エネルギを推進源とすることを試みた（図1）。この考えが当を得ていたことは現在、航空機用レシプロエンジンが軽飛行機に限られることから明らかである。ガスタービン技術開発の歴史については、多くの書物に述べられているが、日本国内における動きと航空用、陸舶用、産業用とすべての分野について当学会２５周年誌[1]に詳しく書かれている。

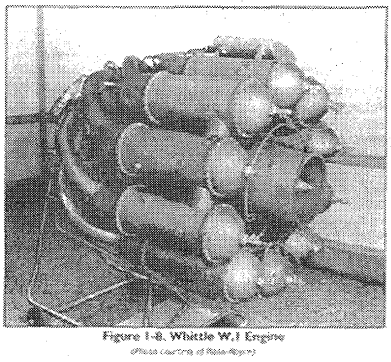


図1 ホイットルエンジン

ジェットエンジンの熱サイクルとしてのブレイトンサイクルの効率向上には圧縮機の圧力比上昇とサイクル最高温度上昇が鍵を握っている。この熱効率の点では一見正解に見えても、亜音速巡航燃費の観点からは排気ガス速度が速すぎて速度効率が低下し、全体の燃料消費率は最適化されなかった。この解決策がターボファンエンジンであり、初期のロールスロイス社コンウェイ、Ｐ&W社のＪＴ－３Ｄではバイパス比が0.3～1.6であったものが1970年代には高バイパス比ターボファンＰ&W社ＪＴ－９Ｄ、ＧＥ社のＣＦ－６、ロールスロイス社のＲＢ－２１１が相次いで登場し、バイパス比５－６が実現し、現在ではバイパス比８のターボファンエンジンが実用化されている（図2）。

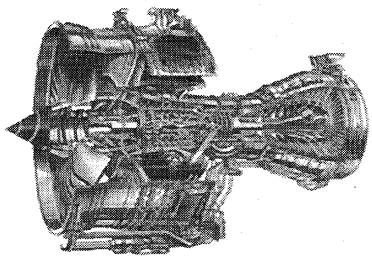


図2 ＲＲ社 トレント

プロペラ機、ヘリコプタの分野では必要とされる動力は軸出力として与えられることが求められる点、もともとタービンに向いており、多くのフリータービン形式の小型ガスタービンが開発されている。レシプロエンジンと比較すると、1940年代の最高峰であるP&W社のR-4360エンジン、（空冷28気筒、重量1665ｋｇで3250HPを発揮）は4発で、Boeing Stratcruiser機を海外路線に飛ばしていたが、現在、米国、カナダのスポーク路線で活躍するBombardier社のDash8機は小

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5.（東京）

Download service for the GTSJ Via 216.73.216.204, 2025/07/05.

型のターボプロップから発展したＰ＆Ｗ社の PW150A エンジン（重量 690ｋｇで 5071HP を発揮）２発で同程度の離陸重量を賄っている（図３）。

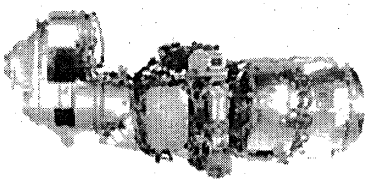


図３ P&WC 社 PW150A

ジェットエンジンの黎明期、インテーク圧縮と排気ノズル膨張に定圧燃焼を組み合わせたラムジェットが航空エンジンの主流になるかとも考えられたが、亜音速でのサイクル性能の低さと静止状態で作動できないという欠点により、一部のミサイルに使用されるにとどまっている。離陸重量に占める燃料重量の割合が大きい現在の航空機では、燃費の良いエンジンでなければミッションを達成できないことが多い。燃料重量あたりのエネルギの点で核分裂は化学反応と桁違いの能力を有するため、米国では原子力ターボジェットエンジンの研究がなされたこともあるが、この試みは野心的すぎた。現在、亜音速でもっぱら使われる高バイパスのターボファンエンジンではガスタービンのコアエンジンはファンを駆動することに大部分のエネルギを費やしている。このため、航空用ガスタービンのサイクル向上のため圧縮機圧力比と燃焼温度は上昇する一方である(図 4)。

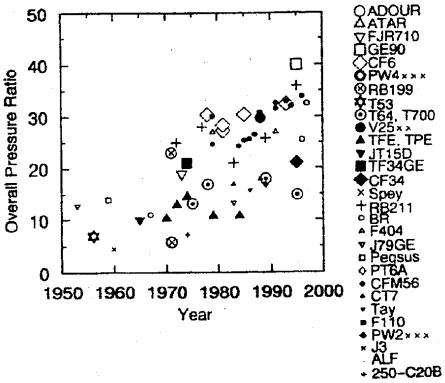


図４ エンジン圧力比の変遷 [1)]

輸送手段としてのガスタービンには、始動、停止を頻繁に繰り返す特性があり、また、航空機では、飛行する高度、速度によって作動環境が異なる点が他の応用と異なる点である。航空エンジンの高温部品については、発電用ガスタービンほどの連続運転条件は課されないが、離陸時の高温燃焼と低サイクル疲労が、なによりも問題となる。

3. 航空機用エンジンシステム技術研究

現行の航空輸送の用途からシステムに課せられる要求には航空機用ガスタービン独特のものがあるが、これに対する解答としては、高バイパス比ガスタービン、低バイパス比Ａ／Ｂ付ガスタービン、ターボプロップ、ターボシャフトの各形式でほぼ完全に網羅されている。運航側からの高効率、軽量、耐久性、コスト、環境適合性などに対しては、設計パラメータの最適化、グロースアップ、

要素技術の高度化により対応が進んでいる。東西冷戦の終結から１０年以上が経ち、世界的に軍事力の質的転換が進んでいるため、航空機の延命措置が図られ、給油機ＫＣ－１３５では生産中止のＪ５７をＣＦＭ５６ターボファンに換装するほか、ＣＨ－４７ヘリコプタは完成４０周年を迎え、さらにもう３０年は使用される予定であるという [3)]。

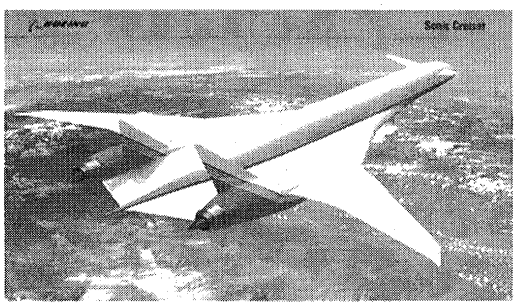


図５ ボーイング社のソニッククルーザー

飛行速度と飛行高度から考えると高速域と超低速域での実用化が遅れている、もしくは需要が希薄であるという理由が正しいかもしれない。高速側では、大陸間超音速巡航は１９６０年代にマッハ３．３まで進歩したが、今ではコンコルドの一人舞台である。ただし、ボーイング社のソニッククルーザー計画など潜在的に長距離旅客輸送への需要には根強いものがある（図 5）。一方、低速側を考えると遠くまでわざわざ遅く飛ぶ必要は対潜哨戒機以外にはあまり考えられないことから、むしろ離着陸の問題と理解される。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

英国製のハリアーは１９５０年代ＶＴＯＬ開発競争の唯一生き残りであるが、近年、米国ではチルトローター機、ＳＴＯＶＬ機などが開発されており、回転翼機の速度、航続距離面での限界を打破しようとする動きがある。いずれも高度なエンジンと機体の姿勢制御を必要とする機体である。民間用には緊急時輸送など融通性に適していることは利点であり、巨大都市間の交通を３次元化する可能性が魅力的であるが、他の交通機関との競合など社会的な観点からの研究も必要であろう。超低速高々度飛行の部分ではＮＡＳＡのヘリオスが航続距離で記録を立てているほか、飛行船などもこの範疇に入るが、ガスタービン機関の利用という話は聞かない。

エンジンサイクルから考えると、インテーク、排気ノズルなど推進システム技術は航空機用独自のものである。航空機の場合、飛行速度によるラム圧縮がサイクル上の圧縮過程にあたり、エンタルピ増分は飛行速度の二乗にあたるため、超音速機では極めて重要である。インテーク要素は設計上、機体側部品とされることが多いが、実際には、内、外部流を司る推進システムの要である。

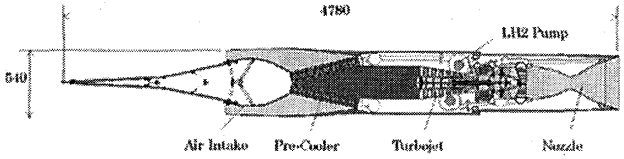


図６　空気予冷式ターボエンジン

逆に航空機用ガスタービンでは用いられない要素としては、中間冷却器、再生熱交換器など、ガスタービン発電設備のサイクル効率を改善させるデバイスは潤滑油冷却に用いられる程度で、軽量なエンジンという最大の必要性から、プロセスの高効率化である熱交換技術の適用が非常に難しいと考えられる。この点、宇宙用に研究が進められている空気予冷式ターボ系エンジンは画期的な技術革新をもたらす可能性がある（図６）。

また、環境適合性の観点からは、排気ガスの後処理ができないこと、遮蔽による騒音低減が限定的であることから、ＮＯｘ、騒音等エミッションの発生源での低減対策が求められており、経済産業省のプログラムである、「環境適合性超音速輸送機用推進システムの研究」（ＥＳＰＲ）が進められており、ＬＰＰ（希薄予混合）燃焼技術、ＡＮＣ（動的騒音制御）技術などが２１世紀の技術として注目されている（図７）。

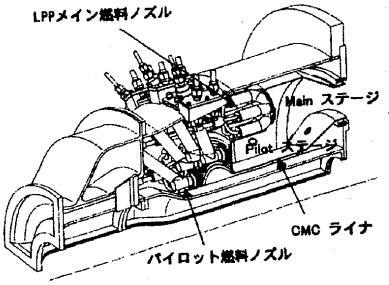


図７　ＥＳＰＲの低ＮＯｘ燃焼器

4. 技術の実用化

軍用、民間用ともに、この６０年間で急速な発達を遂げた航空機用ガスタービンの技術であるが、速度追求から、燃費追求、環境適合性追求、トータルコスト追求と要求はエスカレートを続けている。航空機用ガスタービンの開発にはエンジンを利用する航空機の要求が色濃く反映され、民間ではビジネスチャンスをとらえてのプログラムローンチ、軍用では安全保障の政策から要求が決められ、開発に十分な時間と資金の余裕を持てることは稀である。また、試作エンジンが完成してから飛行に供せられるまでにクリアすべき耐久性の確認には、エンジン設計・試作と同様の時間、資金を必要とする。いきおい、エンジン開発時には完成途中の技術を用いないことが前提になることが通例である。材料、空力、燃焼、制御等々エンジン性能を向上させる手だては数多く存在するが、これらの技術が実エンジンに反映されるまでには、要素開発段階で十分に機械としての機能確認を行なう必要があり、実際にエンジンが使用される条件下でリグ試験を繰り返さなければならない。このため、圧縮機であれば数千～数万ｋＷの電動機、増速機、排風機、燃焼器であれば 50 気圧で

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

８００Kの空気を毎秒１００－２００ｋｇ、タービンでは数万ｋWの動力計といった大規模試験設備が必要となる。

いざ、エンジンが完成しても飛行に供せられるまでには、数多くの耐空性証明試験をクリアする必要がある。加えて、飛行時のエンジン性能を取得する、高空エンジン性能試験は航空機の飛行特性、航続性能を決定づける試験であるが、例えば高度１１ｋｍで飛行するエンジンであれば、１／４気圧に減圧した雰囲気で温度調節された大量の空気を供給し、排気ガスを大気に排出するためのエンジン高空性能試験設備（ＡＴＦ）はなくてはならないものである。我が国には、これまで小型無人機エンジン用のほかにはこの種の試験設備を保有せず、エンジンの開発に当たっては外国のエンジン高空試験設備を借用していた。平成１３年に防衛庁の札幌試験場と航空宇宙技術研究所に相次いでＡＴＦ試験設備が完成し、研究開発目的に則した貴重なデータがこれから蓄積されていくことになる（図８）。

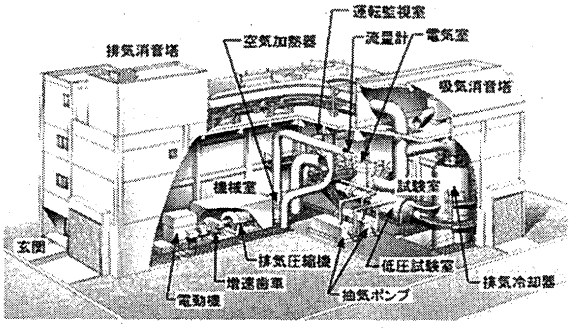


図８ 航空宇宙技術研究所 超音速エンジン試験施設

5. おわりに

航空機用ガスタービンのエンジンシステムは現行輸送分野においては 1950、60 年代のような欧米競っての新規開発ラッシュは今後起こる可能性は少ないと思われる。それは現象の解明、設計手法が進み、市民生活の上に根付いているためであり、社会基盤を支える技術として『石橋を叩いて渡る。』姿勢が望ましいためでもある。しかしながら、ガスタービン機関は、新分野への展開、逆に新技術の流入で大いに伸びる余地を残している。日本のガスタービン技術をここまで育て上げてこられた先輩諸氏のチャレンジ精神を見習って今後の発展のために尽くしたいと願う次第である。

6. 参考文献等

1) 社団法人日本ガスタービン学会 25 年史, 社団法人日本ガスタービン学会, 1998
2) World Encyclopedia of Aero Engines, Bill Gunston, Patrick Stephens Limited,1995
3) Aerospace America Dec. 2001, AIAA, 2001
図 1 : pp. 14, The History of the Aircraft Gas Turbine Engine Development in the United States ... A tradition of Excellence, J. St. Peter, ASME, 1999
図 2 : pp. 121, Aviation week & space technology/Jan. 15, 2001
図 3 : P&WC社パンフレットより
図 4 : pp. 166, 参考文献 1)
図 5 : ボーイング社パンフレットより
図 6 : H. Taguchi et al., Analytical Study of Pre-Cooled Turbojet Engine for TSTO Spaceplane, AIAA 2001-1838, 2001
図 7 : pp. 12, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 29 No. 6, 2001
図 8 : pp. 25, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 30 No. 1, 2002

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－2

発電用高効率ガスタービンシステムの研究開発について

幸田栄一（(財)電力中央研究所）

1．はじめに

これまでに行われてきた我が国における発電用ガスタービンシステムの研究開発プロジェクトは、ムーンライト計画における高効率ガスタービン開発[1]を初めとして、WE-NET プロジェクト第Ⅰ期計画における水素燃焼タービンの開発[2]、この成果を引き継ぐ形で進められた二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービンの開発[3]など、長期的視野に立って飛躍的な高効率化を狙ったもの、アドバンスド型高湿分ガスタービン発電に関する事前調査[4]のように至近年の実現を念頭に置いて高効率化と低コスト化を狙ったもの、圧縮空気貯蔵ガスタービン発電システムのようなガスタービンの応用を目指したものまで幅広く行われてきた。

特に、ムーンライト計画における高効率ガスタービンは、表1に示すように当時としては画期的な高温高圧を目指したものであり、東京電力(株)袖ヶ浦発電所内でパイロットプラントの数百時間におよぶ運転が行われ、52%(LHV)という効率が達成された。本プロジェクトがその後の我が国の発電用ガスタービン技術に与えた効果は計り知れないものがある。

表1　高効率ガスタービンパイロットプラント（AGTJ-100A）概略仕様

出力	約 100MW
熱効率	約 50%(LHV)
タービン入口温度	
高圧側	1,300℃
低圧側	1,200℃
圧力比	約 55

以後、80 年代に東北電力(株)東新潟火力に複合発電が導入されて以来、ガスタービンの高温化やボトミングサイクルの再熱化、蒸気条件向上などによる熱効率向上が進められ、既に熱効率 50%（HHV）を超える複合発電プラントが実現されている。このような中、90 年代半ばには超長期的視野に立ち地球規模でのエネルギー・環境問題の解決を目指した WE-NET プロジェクトが開始された。WE-NET プロジェクトの第Ⅰ期計画の主要な研究項目の一つとして 1,700℃級の超高温ガスタービンを用いた水素燃焼タービンの開発が進められ、発電端効率 61.8%(HHV)を達成可能なシステムが考案されるたと共に、1700℃級水素燃焼タービンの要素試験が行われた。さらに、これに引き続く形で、より至近年の実用化を目指すため天然ガス燃料を対象とした二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービンの開発が 1999 年度より開始された。

本稿では、これら多くのガスタービンシステム開発プロジェクトのうち、筆者がこれまでに関わって来た下記プロジェクトについて、プロジェクトの概要、成果（特にシステム研究に関するものを中心とする）を紹介する。

・WE-NET プロジェクト第Ⅰ期における水素燃焼タービンの開発
・二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービンの開発
・アドバンスド型高湿分ガスタービン

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

2．WE-NETプロジェクト第Ⅰ期計画における水素燃焼タービンの開発

2.1 プロジェクト概要

通産省工業技術院のニューサンシャインプロジェクトの一環として進められた水素利用国際クリーンエネルギーネットワークシステム技術、通称 WE-NET プロジェクトは、地球規模で再生可能エネルギーを有効活用するため、カナダの水力や砂漠地帯の太陽光等、再生可能エネルギーの豊富な地域で2次燃料である水素を製造し、需要密集地へ輸送して燃料として用いるグローバルなシステムの構築を目指し、水素の製造から輸送、貯蔵、利用にまで至る非常に広範な研究開発プロジェクトであり、この第Ⅰ期計画（1993年度～1998年度）の中で、水素利用技術の大きな柱の一つとして水素燃焼タービンの開発が行われた。

2.2 研究開発体制

WE-NET 下記の9つのサブタスクから構成され、この内、サブタスク8「水素燃焼タービンの開発」を当研究所と発電設備技術検査協会が NEDO から共同受託し、さらに複数のメーカ等へ再委託して実施した。

- サブタスク1　総合評価と開発計画のための調査・研究
- サブタスク2　国際協力推進のための調査・検討
- サブタスク3　全体システム概念設計
- サブタスク4　水素製造技術の開発
- サブタスク5　水素輸送・貯蔵技術の開発
- サブタスク6　低温材料技術の開発
- サブタスク7　水素利用技術に関する調査・検討
- サブタスク8　水素燃焼タービンの開発
- サブタスク9　革新的・先導的技術に関する調査・研究

さらに、サブタスク8は下記5項目に分けられ、各項目ごとに複数のメーカ等へ再委託し、再委託先がコンペティションする形で進められた。

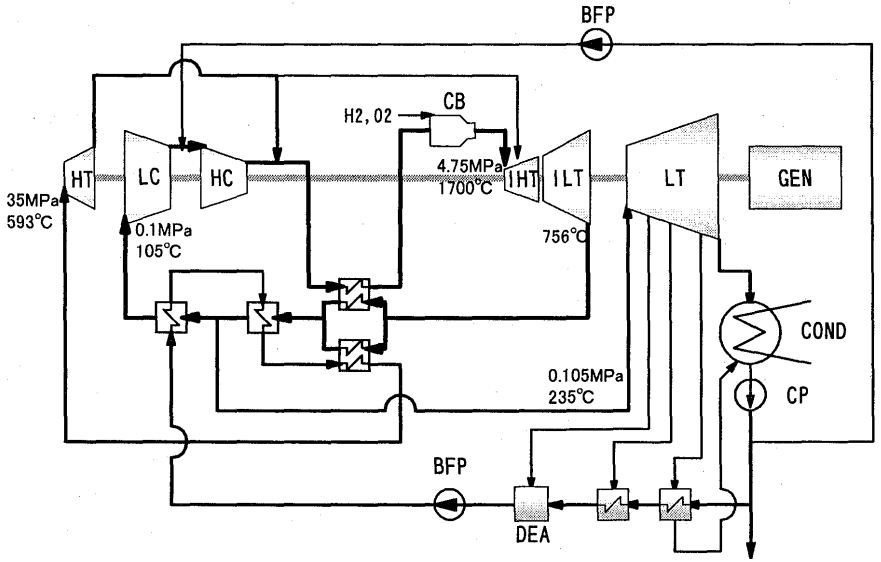
(1) 最適システムの評価
(2) 燃焼制御技術の開発
(3) タービン翼・ロータ等主要構成機器の開発
(4) 主要補機類の開発
(5) 超高温材料の開発

2.3 成果概要

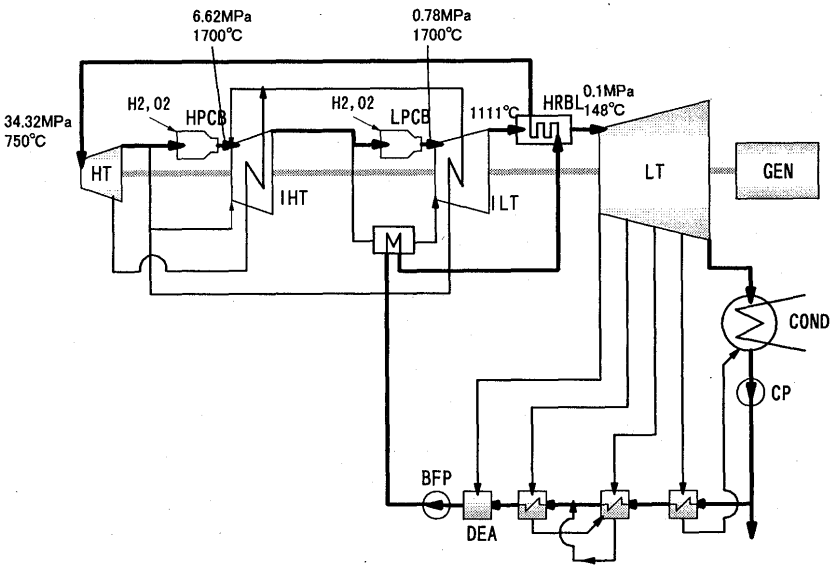
「最適システムの評価」では、タービン入口最高温度 1700℃のもとで発電端効率 60%以上を達成することを目標として、先ず幅広く様々なシステムを検討してそれらを比較評価するところから初め、その結果に基づいてメーカ毎に候補とするシステムを絞り込み、さらにそれぞれの候補システムの最適化を進め、これらのシステムの中から最適なシステムを選定する、という手順で進められた。最終的には図1に示す3つのサイクルが候補となり、トッピング再生サイクルと新ランキンサイクルが目標である60%を超える61.8%、61.7%という効率を達成し、実現性なども加味して総合的に評価した結果、トッピング再生サイクルが最適という評価結果が得られた。さらに、1700℃級燃焼器やタービン翼などの要素技術に関しても、実試験を行い、大きな成果が得られた。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

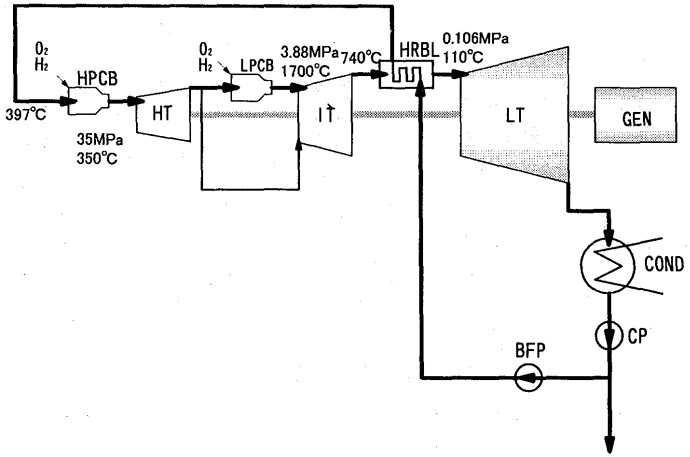
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.



トッピング再生サイクル



新ランキンサイクル



再熱再生ランキンサイクル

HT: High Pressure Turbine(中高圧タービン)
IT: Intermediate Pressure Turbine(中圧タービン)
IHT: Intermediate High Pressure Turbine(中高圧タービン)
ILT: Intermediate Low Pressure Turbine(中低圧タービン)
LT: Low Pressure Turbine(低圧タービン)
LC: Low Pressure Compressor(低圧圧縮機)
HC: High Pressure Compressor(高圧圧縮機)
GEN: Generator(発電機)
HRBL: Heat Recovery Boiler(排熱回収ボイラ)
COND: Condenser(復水器)
CP: Condensate Pump(復水ポンプ)
BFP: Boiler Feed Pump(加圧ポンプ)
DEA: Deaerator(脱気器)
CB: Combustor(燃焼器)
HPCB: High Pressure Combustor(高圧燃焼器)
LPCB: Low Pressure Combustor(低圧燃焼器)

図1　水素燃焼タービンシステムの構成

3．二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービンの開発

3.1 プロジェクト概要

前記の水素燃焼タービンの開発において非常に大きな成果が得られたものの、水素を燃料とする大規模発電プラントの実現までには膨大なインフラの整備が必要であり、早期実用化は困難である。そこで、この成果の早期実用化を図ることによって、発電分野からの二酸化炭素排出量を削減することを狙って1999年度より開始されたのが、本プロジェクトである。

本プロジェクトでは、WE-NET で最適システムとして選定されたトッピング再生サイクルを基本として、天然ガスを酸素燃焼するクローズドシステムによって二酸化炭素回収に容易に対応可能なシステムについて、WE-NET プロジェクトと同様、タービン入口最高温度1700℃のもとで発電端効率60%(HHV)を達成することを目標としたシステムの研究、燃焼制御技術の開発、タービン翼冷却技術の開発、主要補機類の開発、および、超高温材料の開発が行われた。

なお、本プロジェクトは2003年度までを第Ⅰ期計画として行う計画であったが、国の方針変更などにより、2001年度を以って終了となった。

3.3 成果概要

図2に本プロジェクトで対象としたシステムを示す。基本的には前出のトッピング再生サイクルと同様の構成であるが、天然ガスを燃料とするため作動ガスが蒸気と二酸化炭素の混合ガスとなるため、低圧タービンからの抽気による給水加熱系統がなく、一方、復水器から非凝縮ガスを抜き取るための圧縮機が必要である。本システムは水素燃焼タービンと比べると、復水器真空度の低下や非凝縮ガスを抜き取るための圧縮機動力が必要になるなどの効率低下要因があるものの、システムの最適化を進めた結果、2001年度までに効率60.1%(HHV)を達成することができた。

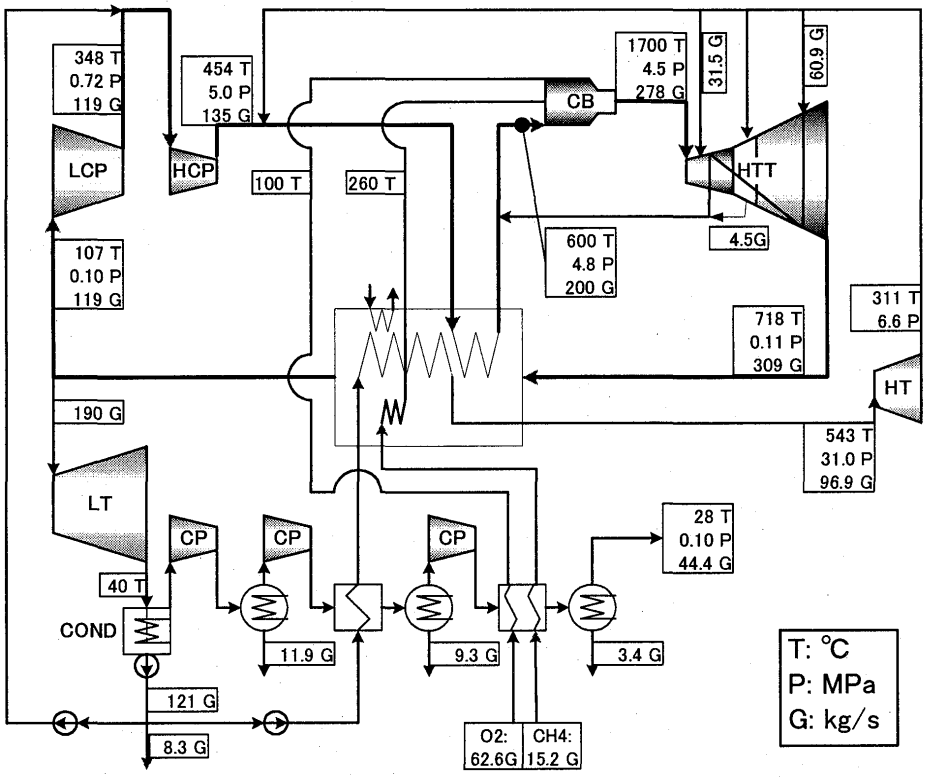


図2　二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービンシステム

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

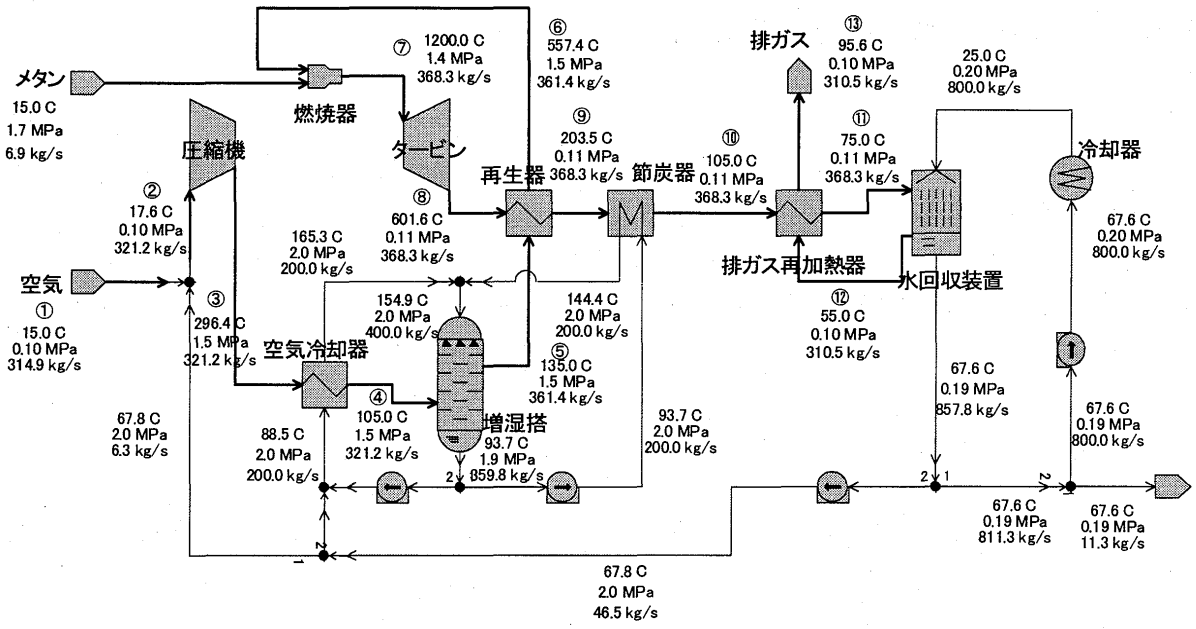
また、本プロジェクトでは以下の成果も得られた。

- 燃焼器：1700℃、大気圧の試験により、当量比 0.95 のもとで燃焼効率 98%以上、パターンファクター15%以下、ライナー壁面最高温度 900℃以下を達成。
- 翼冷却構造最適化と伝熱促進リブ形状の改良により、WE-NET と比較してさらに冷却蒸気量を低減させても同等の冷却性能を達成可能な技術の見通しを得た。

4．アドバンスド高湿分ガスタービンサイクル発電に関する事前調査

4.1 概要

本プロジェクトは、経済産業省資源エネルギー庁の電力技術開発プロジェクトのテーマの一つとして進められたものであり、既存の事業用大型ガスタービン技術を最大限活用しつつ、高効率化、低コスト化、低 NOx 化および燃料多様化を狙った図 3 のシステムについて、実用化の可能性を検討したものである。本プロジェクトは前の 2 つと違い、事前調査段階のものであるが、より至近年をターゲットにしたシステムを対象としたものの一例として紹介する。



	単位	値
出力	MW	192
比出力	kW/kg/s	610
熱効率(HHV基準)	%	50.5

図 3　アドバンスド高湿分ガスタービンサイクル発電（AHAT）システム

4.2 成果概要

事業用ガスタービン技術を適用可能でありながら、HAT サイクルや REVAP サイクル、TOPHAT サイクルなど他の高湿分空気を利用した再生サイクル（これらはより高圧力比化する必要あり）と同様に複合発電と同等以上の効率が期待できること、表 2 に示すように設備コストおよび発電コス

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

トに関しても、複合発電よりも低減できる可能性があることを明らかにした。

表2　AHATシステムの経済性評価結果

	中容量		大容量	
	C/C	AHAT	C/C	AHAT
発電端出力(MW)	48	48	239	253
発電端効率(%,HHV)	43.5	46	49	50
送電端出力(MW)	47	47	234	250
送電端効率(%,HHV)	43	45	48	49.5
設備費単価（相対値）	1.00	0.80	1.00	0.81
発電単価(相対値)	1.00	0.90	1.00	0.92

5．おわりに

以上、わが国における発電用ガスタービンシステムの開発についてかいつまんで紹介した。発電システムの高効率化は、二酸化炭素排出量の削減やエネルギーセキュリティーの観点から非常に重要な課題であるが、新しい高効率発電システムの開発には多くの要素技術開発を必要とするため、長い時間と大きな開発費を要する。電力市場の自由化が進められている中、目先の経済性だけに捉われることなく社会全体としてあるべき方向へ技術を発展させていくためには、研究開発への国の関わりは一層重要性を増していると考えられる。

謝辞

本稿で紹介したWE-NETプロジェクトおよび二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービンの開発は新エネルギー・産業技術総合開発機構からの委託を受けて、また、AHATシステムの事前可能性評価は(財)エネルギー総合工学研究所からの委託を受けて実施したものである。さらに、研究の実施においては三菱重工業㈱、㈱東芝、㈱日立製作所を初めとする多くの方と共同で進めてきたものである。この場を借りて関係各位に深く謝意を表させて頂きます。

参考文献

(1) 「ムーンライト計画、高効率ガスタービン研究開発10年の歩み」、高効率ガスタービン技術研究組合、1988.5

(2) 「WE-NET水素エネルギーシンポジウム講演予稿集」(財)エンジニアリング振興協会WE-NET推進室、1999.2

(3) 「平成12年度委託業務成果報告書（NEDO-CO-TB00)」、新エネルギー・産業技術総合開発機構、2001.3

(4) 「平成12年度アドバンスド高湿分ガスタービンサイクル発電に関する事前調査報告書」、(財)エネルギー総合工学研究所、2001.3

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－3

コプロダクション用スチーム回収タービンシステム

独立行政法人　産業技術総合研究所　エネルギー利用研究部門
主任研究員　古谷博秀

1）はじめに

二酸化炭素排出抑制技術として、省エネルギー技術は重要であり、飛躍的な省エネルギー技術の研究開発が不可避である。その重要な概念の 1 つとして、コプロダクションが考えられる。現在、省エネルギー技術の有力な手段として、電気と熱を併産するコジェネレーションシステムが注目されている。これはある意味、電力エネルギーと熱エネルギーのコプロダクションであるとも言えるが、電力の共有に対して、熱の共有化は重要な課題ではあるが技術的・コスト的なハードルが高いのが現状であり、四季のある日本においてはその有効利用について大きな課題が残っている。これに対して、コプロダクションの概念においては、電力生産の場でその余剰の熱を利用して有用物質を併産する、または、物質生産の場で発生する熱、または物質を有効に利用して電力を併産することによって飛躍的なエネルギー消費削減を図るものである。この概念の簡単に捉えられるメリットの 1 つは、電気エネルギーを生産する時に、熱エネルギーの代わりに物質として化学的な状態とすることによって、時間的、場所的なミスマッチを解消することがより容易になる点である。

ここで提案しているコプロダクション用スチーム回収タービンシステムとは、物質生産の現場から多量に排出されているが、そのままでは利用が難しい低温の熱や水蒸気などを、ガスタービンシステムを利用して再生し、電気エネルギーや高質な熱エネルギー等を生産することを目的としたシステムである。

本報告においては、コプロダクション用スチーム回収タービンシステムについて議論すると共に、平成 13 年度から開始された NEDO 事業である有効利用基盤技術先導研究開発において、(財) エネルギー総合工学研究所、東京工業大学、株式会社　神戸製鋼所、株式会社　東芝、川崎重工業株式会社と共同で行っている「多様なニーズに対応するフレキシブルタービンシステム」研究開発について紹介する。

2）コプロダクション用スチーム回収タービンの方向性

これまで、タービンシステムにおいては、タービンの入口温度を向上することによって高効率化が計られ、その限界はタービン翼材料と、窒素酸化物の生成によって制限され、本来、燃料を燃焼させた温度よりも低い温度になるように希釈して燃焼温度を制限している。これは、燃焼を利用した場合にエクセルギー的なロスが生じる原因である。この燃焼によるエクセルギーロスを低減する方法に、低質の熱エネルギーを燃焼前に注入しこれを再生する方法（図 1）がある。

エネルギー的には、低温での温度上昇に利用されたエネルギー（燃料）も、高温での温度上昇に利用されたエネルギー（燃料）も温度上昇する物質が同じで、温度上昇したときの温度差が同じであれば、ほぼ同じエネルギーが必要である。しかし、温度が低いときの温度上昇では、そのエネルギーの質が悪く、つまり効率が悪い。その反対に、温度が高いときの温度上昇では、そのエネルギーの質は

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

温度が低いときに比べて高く、そのため、熱に変換された場合でも、動力に変換しようとした場合、効率は高く保たれる。ことから温度が低く質の悪いエネルギーに変換されるエネルギーは、やはり質の悪いエネルギー、つまり低温の熱エネルギーを利用し、燃料のように非常に高質のエネルギーは、温度の高い条件での温度上昇にのみ利用することによって、エクセルギーロスを低減することが出来る。この原理は、高効率を要求される商用大型ガスタービンにおいては排熱を再生することによってすでに利用され、50％を越す熱効率を実現している。

より積極的にこの原理を利用し、これまで有効な利用がされていなかった熱エネルギーをも再生してタービンで利用することによって、原理的に燃焼時のエクセルギーロスを低減させ、分散型であっても高い省エネルギーが実現できると考えられる。

コプロダクション用タービンシステムでは、低温での温度上昇に、物質生産時に発生する蒸気や、発熱反応からの熱を利用し、電気と物質を併産することによってこれまでにない省エネルギーの実現を目指す。

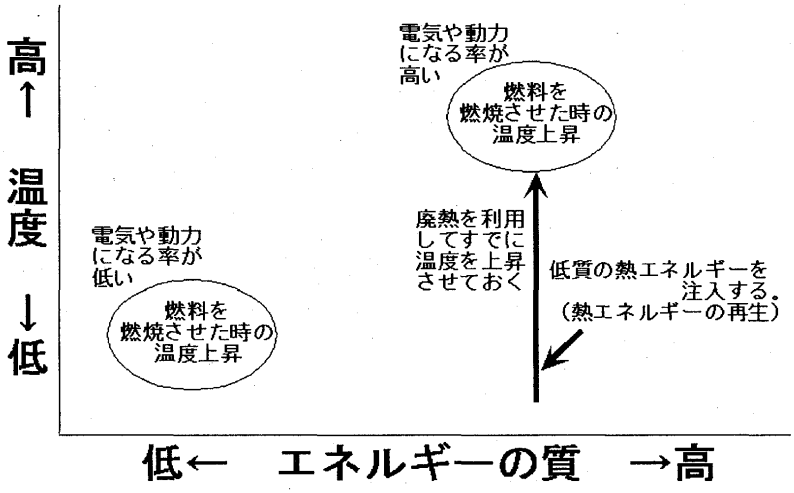


図１　低質熱エネルギー再生の概念

3）コプロダクション用スチーム回収タービン

先にも述べたように、これまで、燃焼を利用したエネルギー変換機器においては、燃焼自身によって大きなエクセルギーのロスが発生していた。このロスを低減する手法の一つとして、エネルギー量の補給（必須）を中・低質（中・低温）排熱（廃蒸気によってエンタルピと物質供給を兼ねる場合もある）でまかない、エネルギーの質の向上を熱再生で実現する方法がある。これらは、故土方教授が提唱され、近年、東京大学、堤助教授が明確にダイアグラム化している。このエクセルギーダイアグラム（図２）を次に示す。[1)]

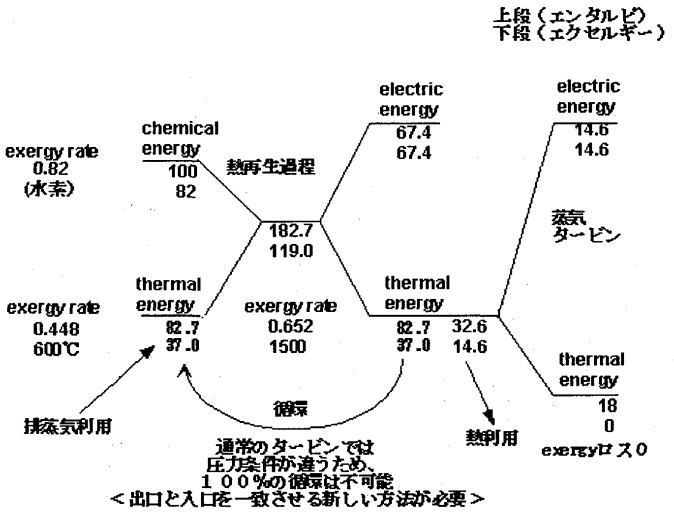


図２　エクセルギー損失０のケースのダイアグラム

燃焼前に熱を投入することによって、その熱は再生され、投入された燃料と同じエクセルギー値を保つ、この熱を発電に利用した後、一部を燃焼前に投入した熱として循環し、残りは水蒸気タービンを用いて高いエクセルギー効率の発電を行う方法である。本ダイアグラムは簡単化のため、圧力条件を無視しているが、実際には燃焼前に投入した熱量全てを排気側の熱をそのまま熱交換して利用することは出来ない。しかしながら、何らかの手法により熱を極力循環させるか、排熱などを利用して、それと等価の機能を持たせることによって、現在の発電システムと比較して飛躍的に高効率なシステムが提案出来る可能性を示している。この時、

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

熱、化学（物質）、電気のマルチパスエネルギーリサイクルがキーポイントとなり、化学反応（特に吸熱反応）を組み合わせたシステムの構築とその最適化への方針（化学熱力学的な基礎学理）を得ることが重要となる。

・スチーム再生サイクル

エクセルギー的な観点から考えると、図２のダイアグラムからもわかるように、排熱などのエクセルギー率の低いエネルギーを利用する場合、他の高質なエネルギーと組み合わせることによって、エクセルギーロスの少ないシステムが実現できる可能性がある。この概念を基に、簡単なシステムを組み、そのシステム解析を行った。この概念図を、図３に示す。

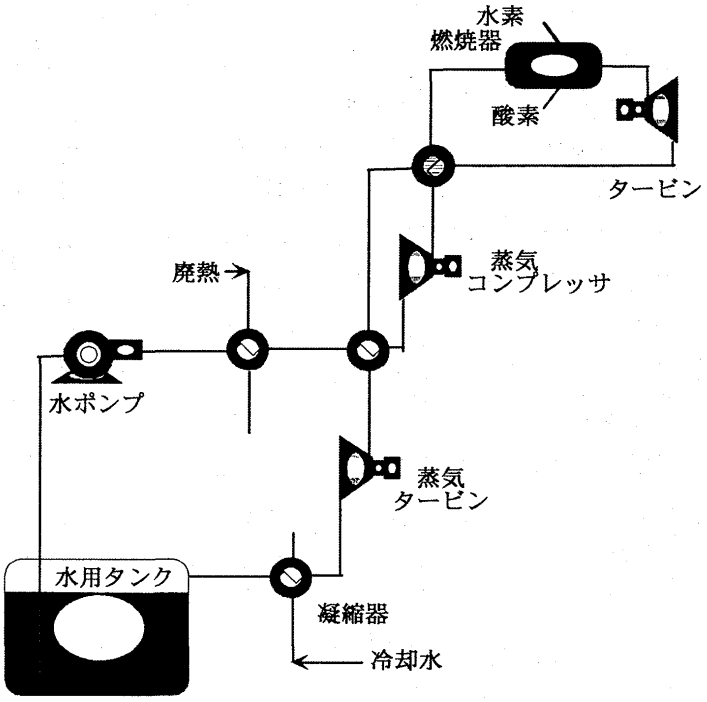


図３　スチーム回収タービンシステムの例

このシステムは、「多様なニーズに対応するフレキシブルタービンシステム」で検討中のシステムである。これは、排熱と燃焼時にエクセルギーロスが最も少ない水素を利用したシステムを示している。排熱の回収部では、比較的低圧の水の蒸発潜熱として熱を回収することによって、比較的低温まで、容易に、多くの熱を回収することができ、システム自身の排熱によって完全に蒸発させた蒸気をコンプレッサによって加圧し、これを酸素燃焼による直接加熱で高温化し、タービンによって動力を発生させる。この時点で、作動媒体、燃焼生成物共に水蒸気であるので、熱交換の後にそのまま蒸気タービンを用いることによって、全体として高効率なシステムを構成することが出来る。つまり、蒸気の生成段階でこれまで無駄に大気に解放されていた熱を利用することによって、これまでに実現されなかった省エネルギーを実現することが出来ることになる。燃焼器入口温度とタービン入口温度は、それぞれ、エクセルギーロスを０にするダイアグラムに対応し、600℃、1500℃、圧力は20MPa、タービンの断熱効率をそれぞれ90％とすると、排熱から回収したエネルギーを換算しても、54.3%と非常に高い値を示す。つまり、排熱のエネルギーであっても水素のエネルギーを利用して再生することによって、電気という高付加価値のエネルギーに変換されたことになる。

仮に、これらの熱が捨てられているとして、省エネルギーの効果を評価する意味で、これらのエネルギーを換算しないとすると、水素エネルギーに対して、発電効率で約79％、となり、これまでの常識では考えられない高い値を示す。実際には、現時点では材料の問題で、本システムの実際の実現は難しいが、再生法の意味を示すためのイメージと考えて欲しい。（実際には水素と酸素の圧縮動力や酸素の空気からの分離動力が必要であり、それらを差し引いた場合、約70％程度の効率となる。）

これと同じ概念で、さらに実現が可能と考えられるレベルのシステムについて解析を行った。図３のタービンについて、タービン入口圧力の依存性を調べた。計算条件としては、蒸気コンプレッサ断

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

熱効率：85％、蒸気用ガスタービンおよび蒸気タービンの断熱効率：90％、排熱回収部の圧力：1 MPa（180.3℃）、蒸気タービン出口圧力は 0.01MPa とした。また、熱交換器中での伝熱に必要な温度差は 50℃以上とし、排熱回収ボイラ出口での蒸気の乾き度は 0.9 として、残りの 0.1 はシステム自身の排熱によって蒸発させるとした。蒸気用ガスタービン入口温度を 1350℃とし、蒸気用ガスタービン入口圧力を 5MPa から 2MPa まで変化させた時のシステムの効率を計算した。この結果を図 4 に示す。

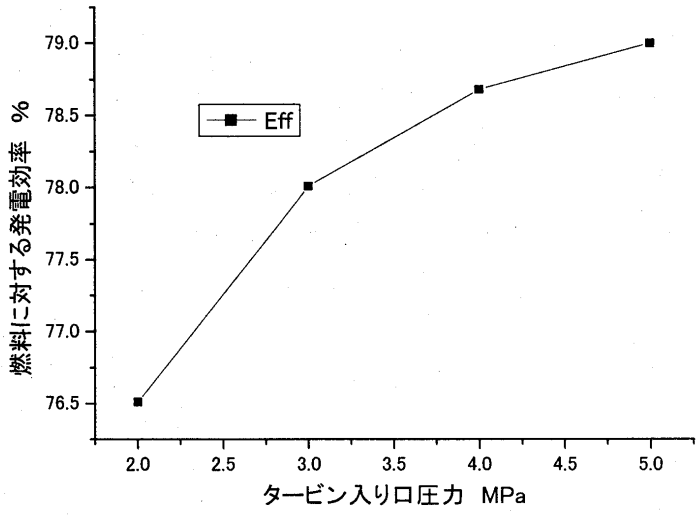


図４　蒸気用ガスタービン入口圧力の影響

今回の計算では、排熱回収ボイラ出口の渇度を 0.9 として、排熱を多く回収しているため、タービン入口圧力が 5MPa のケースで発電効率 79％程度と非常に高い値となっている。圧力の依存性については、グラフからわかるように、システムの効率は蒸気用ガスタービン入口圧力の低下に伴って初期には緩やかに低下し、圧力の低下と共にその低下の割合は増えることがわかった。しかしながら、その低下率は非常に緩やかであり、5MPa から 2 MPa まで変化させた場合でもその発電効率の低下は 3 ％程度と非常に小さいことがわかる。これは、蒸気用ガスタービン入口圧力の低下に伴い、再生器入口温度が低下すると共に、タービン出口温度が上昇したため、相対的に燃料に対して排熱の割合が大きくなったため、燃料に対する効率は上昇したこと、昇圧に対するポンプの割合が高くなり、蒸気コンプレッサで消費する動力が少なくなったことに起因すると考えられる。

４）「多様なニーズに対応するフレキシブルタービンシステム」の研究開発

ここでは、エネルギー有効利用基盤技術先導研究開発において実施している「多様なニーズに対応するフレキシブルタービンシステム」について紹介を行う。本研究開発は、中小工場からの低質蒸気などの未利用排熱を回収し、高度利用するとともに、多様なエネルギーの需要に対し効率的な供給を可能とする小型・高効率蒸気再生／水噴霧式小型タービン（圧縮機）と高効率低質蒸気回収タービンならびに瞬時負荷応答性の高速負荷追従型発電・蓄電装置を組み合わせるフレキシブルなタービンシステム（MEPS）を開発することを最終的な目標とし、このフィージビリティースタディーを行っている。研究開発の概要を図 5 に示す。

本研究開発は、MEPS の有効性と開発の方向性を明確にするための工場等の熱と電気の利用状況の調査、第 1 世代のフレキシブルタービン（MEPS）の実現性を議論するためのシステム解析および要素検討、新しい概念の再生技術を取り入れたさらに省エネ性の高いシステムの提案の 3 つからなる。

第 1 世代の MEPS は、再生の概念を基に高効率化を図ると同時に、分散型のエネルギー変換装置としても熱と電気の比率をフレキシブルに変化させ、エネルギーの需要と供給のミスマッチを生じさせないことを特徴とし、生産現場で発生する低質蒸気（3 気圧飽和）を利用するシステムである。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

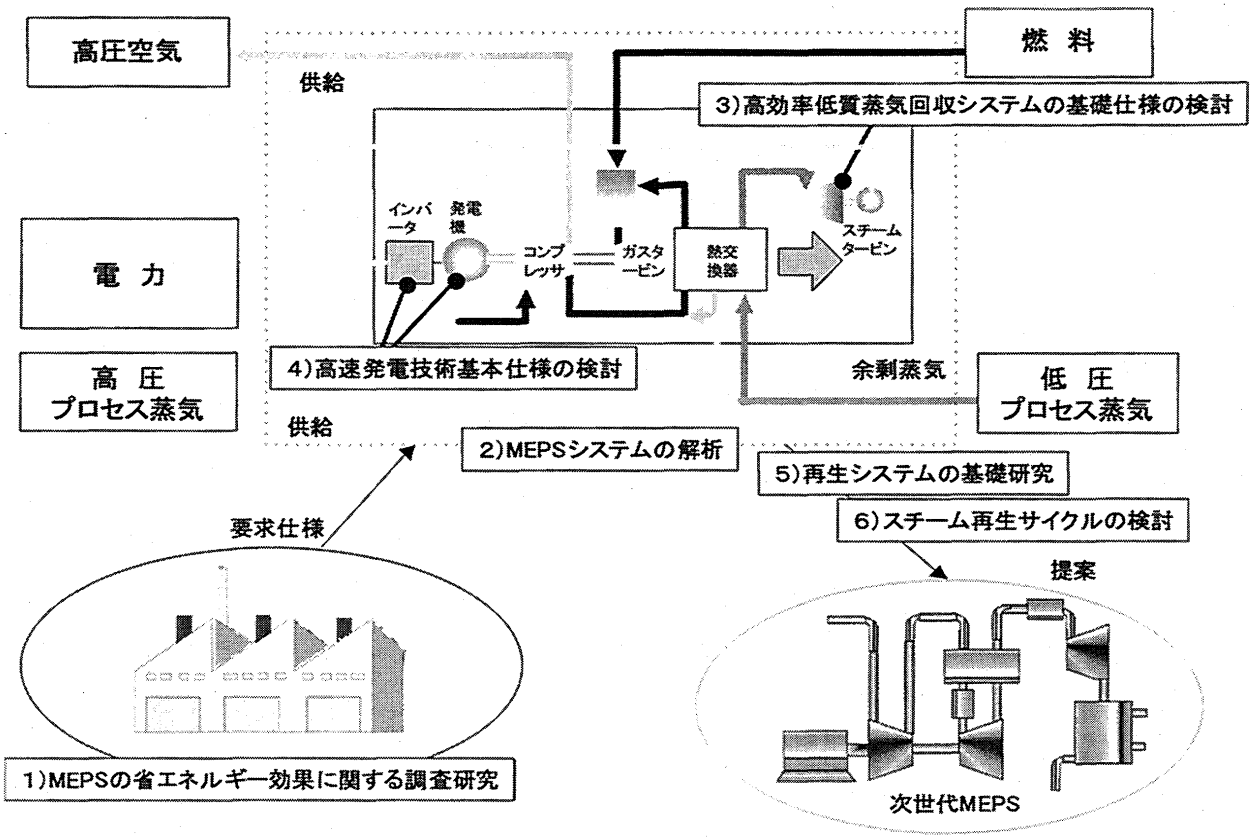


図５　多様なニーズに対応するフレキシブルタービンシステム研究開発の概要

このシステムは、スチーム再生対応タービン装置、高効率低質スチーム回収装置、高速負荷追従型フレキシブル発電・蓄電装置で構成されており、出力が 100～1000Kw 程度の小規模分散型発電システムを主対象とし、これまで使われていなかった未利用の低質余剰蒸気を大量に受け入れることができる。このときの発電量は投入燃料に対して 70％以上にも達し、これまでスチームが有効に利用されていないような場合、飛躍的な省エネルギーが実現可能である。さらに、需要に応じて電力と熱（蒸気）の比率を通常の熱電併給から電力 100％（蒸気供給無し）まで自由に変化させることができると共に、従来型では不可能であった２倍以上の瞬時負荷対応性を有し、設備コスト削減、系統安定化にも効果があると共に、需要と供給のミスマッチを解消することによって実質的な省エネルギーを実現できる。以上のように本システムの省エネルギー効果、適用性は非常に高く、広く普及することが期待できる。

まとめ

コプロダクション型タービンシステムとして提案、検討中のシステムを紹介したが、本来の再生を利用したコプロダクション用タービンシステムとしては、これら紹介したシステムの要素を活かし、エネルギー量の補給を中・低質排熱（廃蒸気を含む）でまかない、エネルギーの質の向上を熱再生で実現する手法を化学反応（特に吸熱反応）を組み合わせることによって、生産プロセスと有機的に結びつくことが重要であり、そうすることによって、産業競争力を生みさらに、多くの省エネルギー効果を生むシステムの構築が可能であると考えられる。

参考文献：１）平成 12 年度　技術動向等調査報告書 NEDO-P-0001
（物質と電力併産によるコプロダクション技術の構築に関する調査）　平成 13 年 3 月

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－4

希薄予混合燃焼器における燃焼過程への入口条件の影響

＊高松正周（慶大院），益池孝治（慶大院）
渡邊清郷（富士重工業）
川口修（慶大理工）

1．緒言

地域冷暖房のためのコジェネレーションシステムの普及、事業用火力発電のコンバインドサイクルへの移行、航空転用ガスタービンの分散型電源への利用などにより、ガスタービンには自治体による厳しい排気規制値に対応させるための一層の NOx 低減が求められている。また航空用においては ESPR プロジェクトなどで次世代超音速輸送機用ジェットエンジンの開発が行われており、従来の拡散燃焼器に代わって、燃焼温度の低下により効果的に NOx を低減できる希薄予混合燃焼器の開発が盛んである。

しかしながら予混合燃焼では低 NOx 化のための希薄安定限界近傍の作動条件では燃焼安定性が悪くなるという欠点があり、広い作動範囲において安定燃焼させるためには燃焼器入口条件の最適化が必要である。希薄予混合燃焼器の研究では入口条件と排気特性[1]、入口条件と保炎性能[2]との関係を調べたものが多く、燃焼過程を調べた研究[3]には排気特性との関連に言及していないものが多い。

本研究ではパイロット燃焼器付希薄予混合燃焼器において入口空気温度、予混合気流の旋回強さを変化させて、それが燃焼器内の燃焼過程に与える影響を燃焼筒内のラジカル自発光強度、温度、ガス組成の計測により明らかにし、そこから入口条件と排気特性とを関連付けることを目的として実験を行った。

2．実験装置と実験方法

2．1実験装置

実験装置としては図1に示す燃焼器モデルを用いた。この装置は主に、希薄予混合気流の保炎のための高温燃焼ガスを主燃焼室に供給するパイロット燃焼器(直径 32mm)、高温燃焼ガスから熱、活性基をもらい希薄予混合気の燃焼を行う主燃焼器(直径 100mm)、予混合気流に任意の旋回を与える羽根角可変スワーラからなる。

主燃焼器の長さと径の比は、現実の燃焼器のコンパクト化に合わせて約1：2 に決定した。温度，ガス組成の測定は主燃焼器内部と出口断面において行った。また主燃焼器の燃焼筒は燃焼状態の可視化のために石英ガラス管を用いた。

パイロット燃焼器は多孔板によって火炎が保持され、高温燃焼ガスが主燃焼器へと流入する。一方，燃料のメタンは、スワーラの 16 枚の各羽根間の上流に配置された燃料噴射パイプより噴射されて空気と混合され、スワーラで旋回が与えられて主燃焼器へ

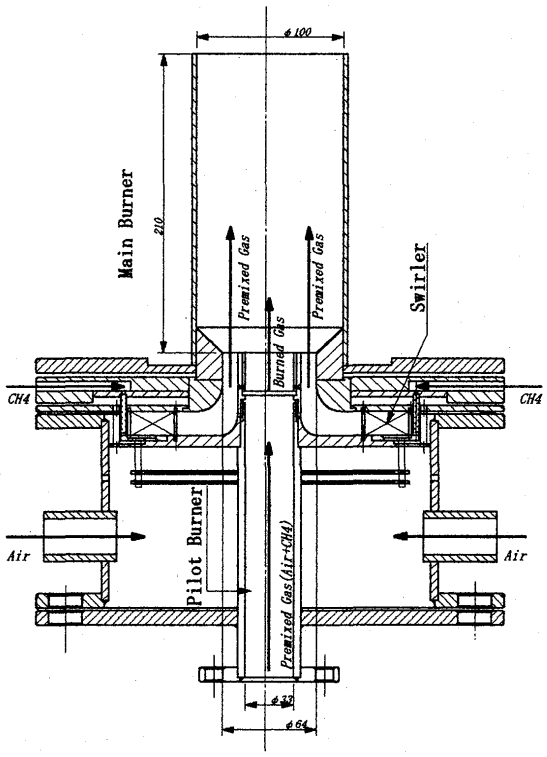


図1　実験装置

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

と流入する。

2．2実験方法

実験はパイロット燃焼器の当量比ϕ_b、流速v_b、主燃焼器流速v_uを固定し、主燃焼器予混合気流の当量比ϕ_u、旋回度（羽根形状、羽根角度より計算される形状スワール数）Sn、入口空気温度T_{in}を変化させて行った。実験パラメータを表1に示す。パイロット燃焼器は十分に安定した燃焼が得られる当量比として0.70に固定し、その出口における燃焼ガスの流速を5.0[m/s]となるように設定した。主燃焼器に流入する予混合気の流速については，パイロット燃焼器からの燃焼ガスと同じ5.0[m/s]、当量比は当研究室における過去の研究結果おいて（常温、スワール無付加で）安定限界とみられる0.45から、安定な燃焼が得られる0.65までを実験範囲とした。スワール付加については、当研究室の過去の研究より希薄燃焼条件においては燃焼を阻害する結果が出ており、さらにスワールの燃焼過程に及ぼす影響を詳しく調べるため、スワール無付加を基準条件として、スワーラ羽根角度を変化させることでスワール数0.70までを設定範囲とした。入口空気温度の上昇は燃焼反応を促進するが、スワール付加の影響が入口空気温度によってどう変化するかを調べるために、常温（約293[K]）と423[K]の2設定について実験を行った。

表1　実験パラメータ

パイロット燃焼器	流速v_b[m/s]	5.0
	当量比Φ_b	0.70
主燃焼器	流速v_u[m/s]	5.0
	当量比Φ_u	0.45, 0.55, 0.65
	スワール数Sn（旋回角度[°]）	0, 0.26, 0.70（0, 30, 60）
	入り口温度Tin	常温(約293[K]), 423[K]

燃焼過程を把握するため、燃焼筒全体にわたりOHラジカル自発光強度測定、温度測定、ガス成分測定を行った。ラジカル自発光強度測定においては、火炎からの発光を干渉フィルタを通して高速ゲートインテンシファイアで増幅しCCDカメラで撮影、電算機処理により256階調表示を行って燃焼筒内の分布を求めた。温度測定にはR型熱電対（素線径５０μm、ビード径約８０μm）を用いた。またガス成分測定については、水冷プローブで吸引したガスを前処理器に通した後、NOx(常圧化学発光法)、CO、CO_2（非分散型赤外線吸収法)、UHC(水素炎イオン化検出法)、O_2(磁気力式)測定計によりそれぞれの濃度を求めた。また，燃焼筒内の各断面の代表濃度としては，各断面の半径方向の等面積分割半径における測定値を加算平均したものを用いた。

座標はパイロット燃焼器出口中心を原点として半径方向をr、管軸方向をxとし，燃焼筒直径Dで無次元化して示した。

3．実験結果および考察

希薄予混合気流へのスワール付加には、燃焼を促進する要素と阻害する要素が考えられる。前者はパイロット燃焼器の燃焼ガスと希薄予混合気との混合層形成促進効果である。また後者は、混合層で発生する渦塊における流れの特性時間が減少し化学反応の特性時間を下回ることによる部分的な消炎を起こす希釈効果である。スワール付加のこれら相反する要素の関係に、当量比や入口温度の変化がどのように影響を与えるかを中心に考察を行う。

3．1スワールの影響

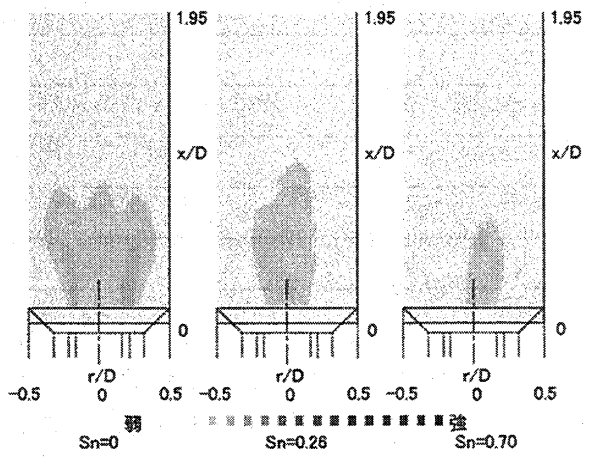


図2　OHラジカル自発光強度分布(ϕ_u=0.45)
D:燃焼筒直径(100mm)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

3．1．1安定限界近傍における測定

図2のラジカル自発光強度分布を見ると、当量比 0.45 においてはスワールの付加が明らかに燃焼反応強度を弱めているように見える。特に Sn=0.26 以上では主燃焼器からの予混合気流はほとんど反応していないように見える。

温度分布（図3）からは、スワールを付加することにより管壁沿いの温度が下流の出口付近まで低い状態のままとなっていることが分かる。またパイロット燃焼器からの高温燃焼ガスが、希薄予混合気流の反応による発熱がないため上流で冷却されていることが分かる。

得られたガス組成より、各 x 断面における燃焼の完結具合を示す指標として燃焼完結率(投入された燃料が完全燃焼したときの発生熱量と未燃分の発熱量との比を1から引いたもの)を求めて図4に示した低当量比においてはスワールを付加しない場合の方が、燃焼筒全域で燃焼完結率が高くなっている。また、燃焼筒全域でいずれも緩やかな傾きを持っている。

以上より安定限界近傍の当量比においてはスワール付加によって混合層の形成が促進されるものの、予混合気流自体に十分な反応性、発熱量がないため、着火にいたらず、結果として高温燃焼ガスの熱を奪うだけになってしまっていることが分かる。つまり予混合気が希釈されることによる燃焼へのマイナス要素が、同じくスワールによる高温燃焼ガス流との混合促進による反応促進効果というプラスの要素を上回っていることを示唆している。

また燃焼完結率の分布から、スワールの付加により燃焼反応領域が下流へと移動していることが分かる。反応強度自体も弱くなっており、緩慢な燃焼が燃焼筒内の広い範囲で行われていると思われる。図5のCO濃度分布においても、スワール無付加の場合は x/D=0.3 において既に半径方向へ均一な分布を示すのに対し、スワール付加すると x/D=0.9 にかけて徐々に管壁方向へ濃度が増加しており、管壁付近の反応開始が下流側へ移行していることが分かる。

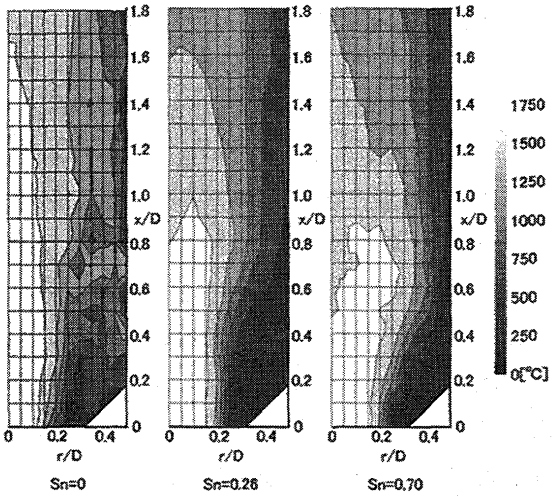


図3　温度分布(ϕ_u=0.45)

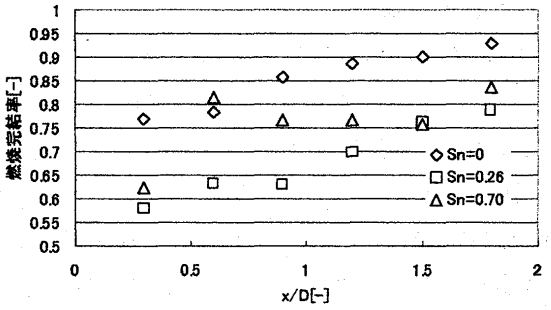


図4　燃焼完結率（ϕ_u=0.45)

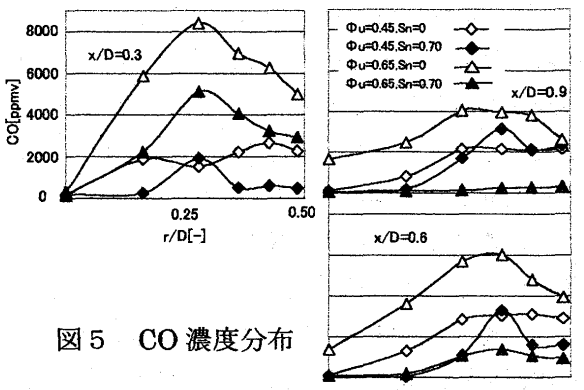


図5　CO濃度分布

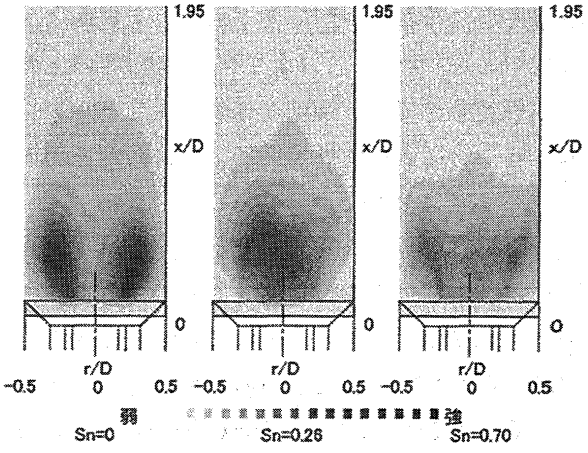


図6　OHラジカル自発光強度分布(ϕ_u=0.65)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

３．１．２安定燃焼条件における測定

ラジカル自発光強度分布(図６)は当量比0.65 では低当量比条件の場合と様子は異なり、スワールの付加により上流から反応が行われ、さらにより上流で反応が終了していることが明らかであり,反応強度も比較的強い状態である。

温度分布(図７)を見ると、当量比 0.45(図 3)で見られたスワール付加による高温燃焼ガスの冷却はあまり見られなくなり、また管壁の低温部も見られない。またスワールを付加しない場合と比較すると部分的な高温部がなく比較的均一な分布となっている。ただ Sn=0.26 では上流における低温部分が顕著である。

燃焼完結率は当量比 0.55 以上では全体的に高く、すべての条件で出口部での達成率 95%以上である。その中で、当量比 0.55(図 9)では Sn=0 と Sn=0.70 のグラフがほぼ重なり、当量比 0.65(図８)ではスワール数 0.70 の完結率がスワール数ゼロの完結率を全域で上回っている。だが、Sn=0.26 では完結率が Sn=0 よりも低い。

ラジカル自発光強度の結果から、安定燃焼領域ではスワールを付加することでより上流から反応が行われ、さらにより上流で反応が終了している。スワールを付加しない場合は、当量比が上昇して化学反応ポテンシャルが増加しても高温燃焼ガスとの混合層形成が遅れるために、燃焼終了までの距離が長くなると考えられる。一方、適切な強度のスワールを付加した場合、その混合層形成促進効果により、反応が上流から速やかに行われ、反応終了もより上流側になるものと思われる。これより当量比 0.55 以上の安定燃焼条件では、適切な強度のスワールを付加することによって燃焼終了までの距離を短縮できると考えられる。

燃焼完結率においても、安定燃焼を行う当量比条件でスワールを付加することでより上流で高い燃焼完結率となり、上流部で燃焼反応が集中的に行われていることが考察される。また図５の CO 濃度においても、Sn=0.70 では x/D=0.9 でほぼゼロとなり、反応が上流で終了している

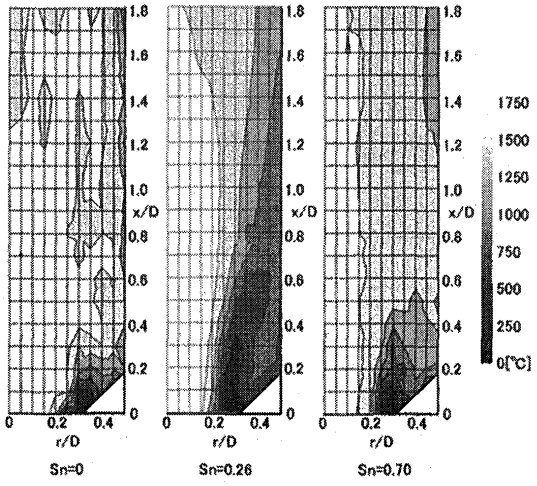


図７　温度分布(ϕ_u=0.65)

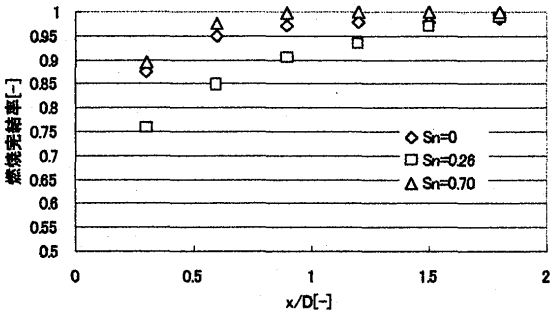


図８　燃焼完結率(ϕ_u=0.65)

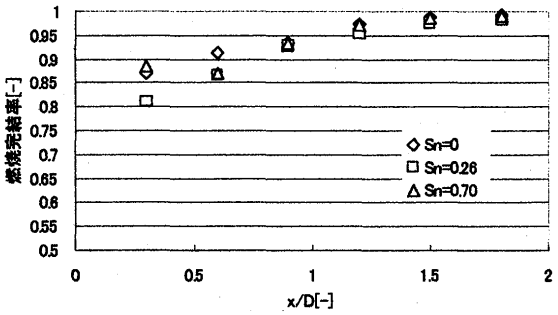


図９　燃焼完結率(ϕ_u=0.55)

ことが分かる。

また、ラジカル自発光強度の結果からスワール付加により部分的に燃焼の強い領域は減少し一様化する。温度分布が比較的均一かつ低温に抑えられていることもこれを裏付けている。これはスワール付加による混合促進効果のためと考えられ、図７において Sn=0.26 の場合に上流の低温部分が目立ち、図８で燃焼完結率が最も低いのも、このスワール数ではスワール付加が混合層の形成促進効果でなく希釈効果を及ぼすためと思われる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

３．２入口空気温度の影響

希薄予混合気の当量比 0.55 において入口空気温度を 423[K]にした場合のラジカル自発光強度分布を示したのが図 10 である。スワール数を変化させていっても燃焼の終了位置に変化は見られない。反応強度の高い領域はスワールを付加することにより抑えられ一様化し、この点では当量比 0.65 と同様の結果となった。

入口空気温度を変化させた場合の温度分布(図 11)を見てみると、当量比 0.65 における結果(図 7)と似た傾向の分布となっている。スワールの付加により温度が均一に比較的低く抑えられている。またこの温度でスワールを変化させた場合、スワール数が大きい方が壁面付近の温度が高くなって反応が進んでいる。

燃焼完結率の結果(図 12)は、スワール無付加および Sn=0.70 では常温での当量比 0.55(図 9)に比べ全体的に底上げされて高くなっている。常温では燃焼完結率 0.95 を超えるのは x/D=1.2 以降だが、423[K]では x/D=0.7 付近で 0.95 に達している。この点は当量比 0.65 と同様であるが、当量比 0.65 では燃焼完結率がスワール無付加時より Sn=0.70 の場合が全域で上回っているのに対し、両者がほぼ重なっている。

一方，Sn=0.26 では入口温度を上げた効果が見られず、常温と大差がない。

入口空気温度の上昇により、希薄予混合気流の化学反応ポテンシャルが高くなり、反応開始、火炎伝ぱに際し高温燃焼ガスから得る必要エネルギー量が、常温の場合より少なくなる。このため入口空気温度の上昇は燃焼反応開始点　をより上流に移行させる効果があり、各測定結果もそれを表わしている。これは過去の当研究室における研究結果とも一致する。ただ、本実験の条件範囲ではスワールを付加していった際の変化には常温の場合と比べて大きな違いは見られなかった。これより、入口空気温度の増加は反応を上流側に移動させ、より上流で管壁へ火炎を伝ぱさせる効果があるもののスワール付加による効果は大きくないといえる。

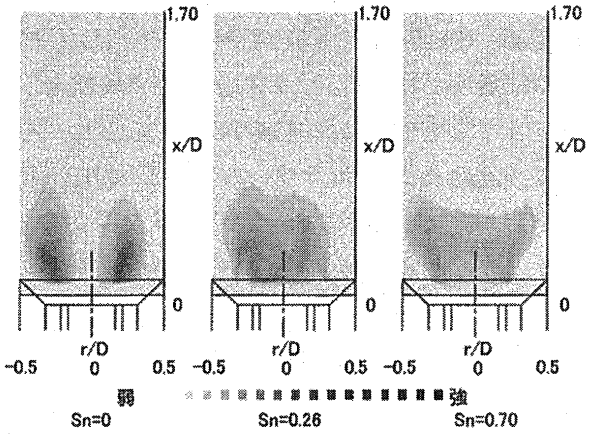


図１０　OH ラジカル自発光強度分布

(ϕ_u=0.55, Tin=423[K])

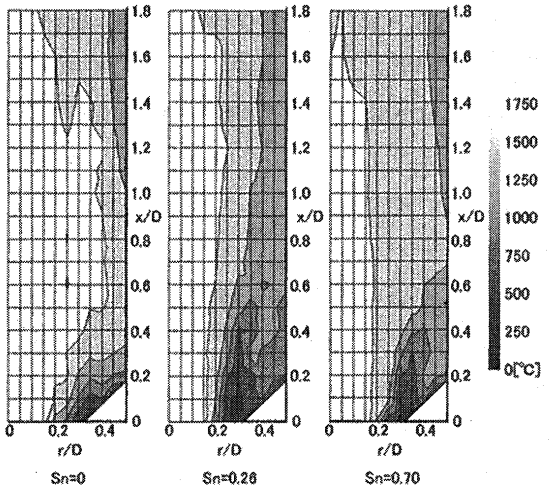


図１１　温度分布(ϕ_u=0.55, Tin=423[K])

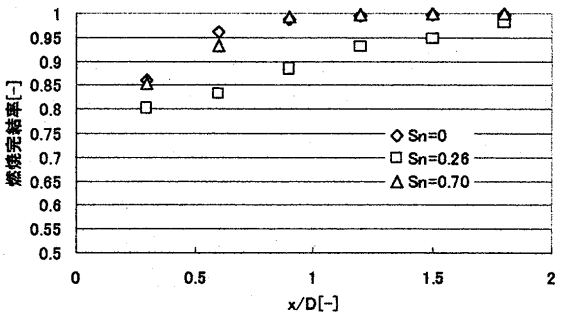


図１２　燃焼完結率(ϕ_u=0.55, Tin=423[K])

３．３排気特性に対する総合評価

燃焼器出口における EICO、EIUHC、EINOx とスワール数との関係を、全条件について図 13 に示した。

安定限界近傍の当量比ではスワール付加により CO、UHC ともに増加し、反応域が下流へ移行していることが分かる。当量比 0.55 におい

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

てはスワール無付加に比べ Sn=0.26 ではともに増加、Sn=0.70 で CO はやや減少、UHC はほぼ同濃度となった。これは入口空気温度を上昇させても定性的には同様の結果となった。そして当量比 0.65 ではスワール付加により CO、UHC は減少し、特に Sn=0.70 では大幅に減少した。すなわち、安定燃焼を行う当量比条件においてはスワールを付加することで燃焼領域を上流へ移行させ、未燃物質を低減させることができる。また入口空気温度の上昇は燃焼効率を向上させるが、スワール付加による定性的影響は常温の場合と大きく変化しないことが分かる。

EINOx についてはスワール強度が強いほど低下している。これは前述のようにスワールの混合促進効果によって燃焼筒内温度が比較的低く均一に保たれた結果といえる。また当量比の増加、入口空気温度の上昇は EINOx を増加させる要因となる。

また本実験における実験条件の範囲内では ϕu=0.55,Tin=423[K],Sn=0.70 及び ϕu =0.65, Sn=0.70 が高燃焼効率と低 EINOx を良好に両立させる条件である。

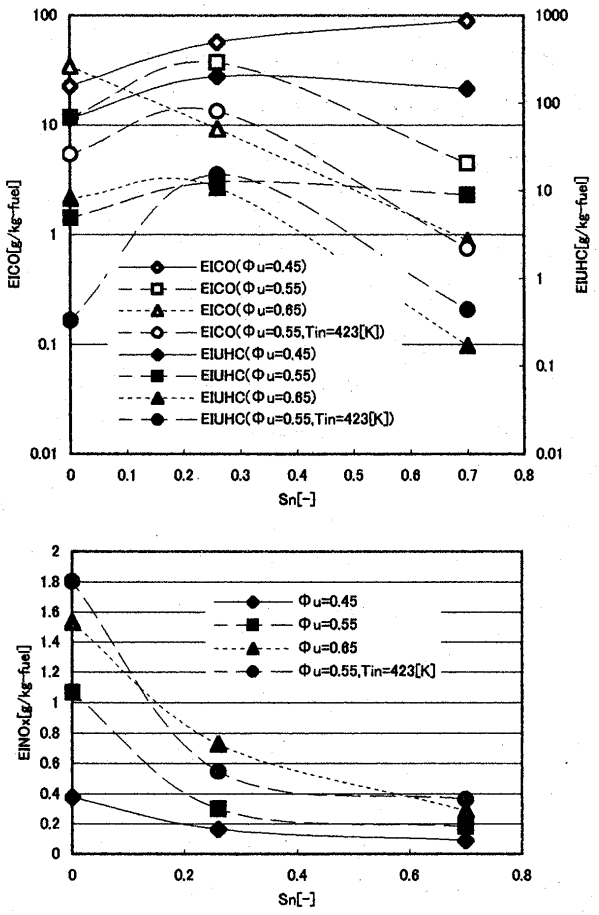


図１３　燃焼筒出口におけるスワール数と EICO、EIUHC、EINOx の関係

４．結論

希薄予混合燃焼器における希薄予混合気流の流入条件がその燃焼過程に及ぼす影響を実験によって調べ、流入条件と排気特性との関係を説明することを目的として研究が行われ、以下の結論を得た。

A) 希薄安定限界近傍の当量比の予混合気流にスワールを付加するとパイロット燃焼器からの高温燃焼ガスと混合して形成される混合層の乱れ強度が増加することで燃焼反応が抑制され、反応領域が下流まで広がり、未燃物質が排出される。

B) 当量比が希薄安定限界から離れた予混合気流にスワールを付加すると高温燃焼ガスとの間で形成される混合層における乱流拡散が促進されることで燃焼領域が燃焼器の上流域に広がる。また、燃焼ガスによる希釈効果の為に燃焼温度は一様化して低下し排気は底 NOx 化する。

C) 燃焼器入口温度を上昇させると予混合気流の活性化エネルギーが低下するために反応領域は上流にひろがり、未燃物質の排出は低下する。しかし、入口空気の上昇によってもスワール付加による燃焼過程、排気特性への定性的な影響は変わらない。

参考文献

(1) 木下，小田，木村，第 29 回ガスタービン定期講演会講演論文集，107-112(2001)

(2) 倉田，第 36 回燃焼シンポジウム講演論文集，416-418(1998)

(3) Chen, Y.-C., *Combustion and Flame,* 107:223-244(1996)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－5

Ultra Micro Gas Turbine 用極微小燃焼器の可能性について

*押味　加奈（都立科学技術大学院）
湯浅　三郎（都立科学技術大学）

1. まえがき

近年分散型発電への期待が高まる中で、その担い手として、30～100[kW]クラスのマイクロガスタービンが登場した。そしてさらにこの超小型版として、1 円玉大のウルトラマイクロガスタービン（UMGT）が、MIT より提案された[1]。日本でも開発が進められており、注目を集めている。UMGT の特徴としては、エネルギー密度が高いこと、重量あたりの出力が高く取れること、さらに、MEMS で製造することによって低コスト化がはかれること、などが挙げられる。このような利点から、携帯機器用の超小型発電機としての応用が最も期待されている。

しかしながら、UMGT の開発には、コンプレッサー、タービン、発電機や軸受けなど、様々な課題が山積みであり、未だに試行錯誤の状態であるのが現状である。そこで本研究は特にその燃焼器に着目し、極微小燃焼器開発のための、新しいコンセプトを提案することを目的としている。

2. 極微小型燃焼器の特徴

2-1. 小型化の問題点

燃焼器の小型化には、以下のような問題点が本質的に生ずる。消炎距離の相対的増加、熱損失の相対的増加、拡散特性時間の増加に伴う火炎安定性の低下、そして、流れの層流化などである。特に熱損失の影響に関して、燃焼室からの熱損失が、ガスタービン全体の性能を著しく低下させることが明らかになった[2]。 このような問題点から、従来の燃焼器ではほとんど考慮する必要のなかった、火炎形成や安定化に影響を及ぼす要因を踏まえた、極微小燃焼器のための新しいコンセプトが必要になってきた。

2-2. 極微小燃焼器の燃焼形態コンセプト

一円玉大 UMGT の燃焼器では、燃焼室のレイノルズ数が従来の 10^{-4} から 10^{-5} になる。よって、流れは層流であり、従来の高負荷燃焼の定石であった乱流燃焼を行うのは、技術的に不可能である。従って、層流中でガスタービン燃焼器に要求される高負荷な燃焼を実現する必要がある。当然のことであるが、燃焼負荷率は燃焼器の体積が火炎帯と同等であれば最も高くなる。

ところで、一円玉大 UMGT において、その燃焼器は必然的に平板状にならざるを得ない。平板状の燃焼器に火炎を形成させる 1 つの方法として、Flat-Flame バーナがある。これは、火炎の燃焼速度を多孔質なバーナを通過する速度と同等、もしくはそれ以上であるような条件にし、熱損失を伴う平面バーナ上に安定な火炎を形成させる方法である。一円玉大 UMGT の燃焼器の流入速度はおよそ 0.6[m/s]と試算される。また水素/空気の燃焼速度は、当量比 0.4 において、約 1.2[m/s]であることが実測値として求められている。したがって一円玉大 UMGT の燃焼器の場合は、安定な Flat-Flame が燃焼器内に形成されることが予想できる。以上から、UMGT 用の極微小燃焼器の燃焼形態コンセプトとして、Flat-Flame 型が適していると考えられる。

3. 実験装置と方法

3-1. 実験装置

図 1 に本実験で用いた燃焼器の概略図を示す。本報告では、燃料として水素を用いた。空気質量流量は

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

0.004[g/s]から 0.094[g/s]の範囲で変化させ、圧力、温度はそれぞれ大気圧、大気温度の下で実験を行った。燃焼器の主な寸法は、MIT の UMGT[1]とほぼ同等にした。燃焼室は石英管とセンターシャフトに囲まれた、内径 5[mm]、外径 10.5[mm]の中空の空間である。燃焼室高さは、5[mm]から 1[mm]まで可変である。よって、燃焼室の体積は 0.33[cm^3] から 0.067[cm^3]まで変えることができる。この 0.067[cm^3]は、MIT の UMGT 燃焼器の最終目標レベルに等しい。

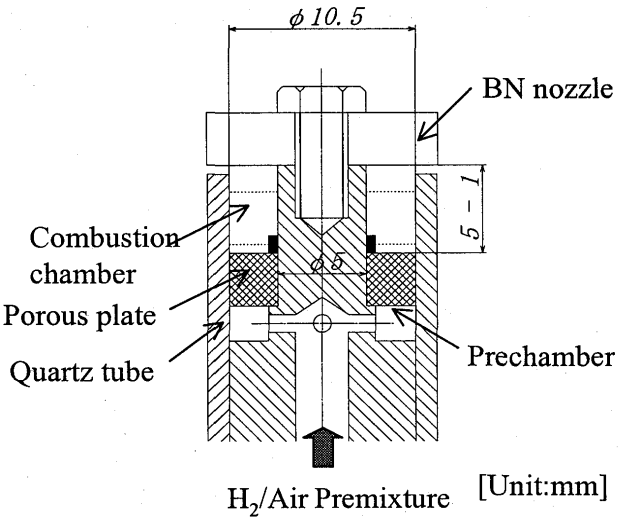


図 1. 燃焼器概略図

水素/空気の予混合気は、センターシャフトの中心を通り、直径 0.5[mm]の 4 つの横穴からプレチャンバーに入る。そのあと、焼結金属を通過し、その表面上に Flat-Flame を形成する。燃焼ガスは燃焼室壁面とノズルとの隙間から半径方向外側に排気される。排気口となるこの隙間は、0.5[mm]から 0.1[mm]の範囲で変えることができる。壁面が透明石英であるため、燃焼室内の様子を肉眼で観察することができる。高温の排気ガスに耐えるように、ノズルとなる上部のふたは BN 製である。インジェクタ兼保炎器となる焼結金属は、高温による焼損等が予想されるので、交換可能な設計となっている。

3-2. 測定方法

本研究では、Flat-Flame コンセプトに基づいた本燃焼器の性能、特徴を調べるため、以下の実験を行った。

- 火炎形状観察：

予備実験から、火炎発光強度が極めて弱く、暗くしても肉眼では詳しく様子を観察できないことがわかった。したがって、様々な条件下の火炎形状の写真を撮影する際には、火炎が安定していることを確認したのち、カメラの絞りを極力絞った状態で、60[s]から 180[s]程度の長時間露光を行った。

- 火炎安定限界：

空気流量を一定にし、安定な火炎を形成させたあと、水素流量をゆっくりと変えて、火炎の安定限界を求めた。

4. 実験結果と考察

4-1. 火炎形状

図 2 に、燃焼室高さ 5[mm]、ノズルなし、空気流量 0.037[g/s]、当量比 0.4 の条件の下で形成された火炎を示す。この火炎は非常に安定で、焼結金属表面上全体に付着しており、火炎高さは約 1[mm]であった。この火炎と同一の空気流量、当量比条件下でノズルを付けて、燃焼室高さを 1[mm]にしたときの火炎の様子を図 3 に示す。目視する限りではこのときの火炎は燃焼室内に収まり、その形状はよどみ領域に形成される予混合火炎に類似していた[3]。全体として、この火炎は、燃焼室が火炎帯そのものであるという、本燃焼器のコンセプト条件を満たしているといえる。

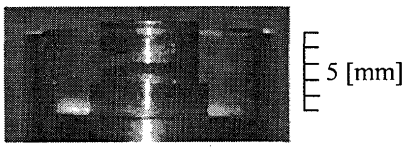


図 2. 平面状火炎の様子
（ノズルなし、空気流量 0.037[g/s]、当量比 0.4）

さらに、図 3 の当量比だけを 0.5 に変え、他の条件は同じである火炎の形状を図 4 に示す。図 3 と比較

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

すると、火炎形状は変わらないが、発熱量の増加に伴って相対的な熱損失の影響が大きくなっていることが、ノズル取り付けボルトが赤熱している様子から推測された。一方、図5は、図3の空気流量だけを0.075[g/s]に増加させた場合の火炎形状を示す。図3と比べて図5の火炎は、燃焼室側壁面からの消炎領域が大きくなっていることがわかった。当量比が同じとき、燃焼速度の燃焼器内の分布は一定として考えられるのに対して、流量が大きいとき予混合気の流速分布は全体的に速度が大きい方に分布し、結果として消炎領域が広がると考えられる。

また、図5のノズルや取り付けボルトの赤熱度合いは図4と比べても激しくなっていたことから、流量の増加に伴って、熱損失が大きくなることがわかった。さらに、一部の火炎がノズル隙間からはみ出して形成される様子も観察された。これは、流量が増加し、燃焼室内で一部燃えきれなかったことによると考えられる。以上の観察から、UMGT燃焼室内には、吹き飛びや消炎の限界範囲が存在する可能性が示唆される。

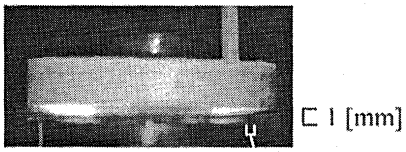


図3. 平面状火炎の様子
（ノズルあり、燃焼器高さ1[mm]、空気流量0.037[g/s]、当量比0.4）

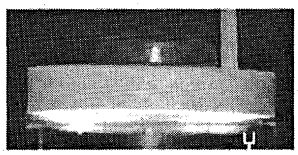


図4. 平面状火炎の様子
（ノズルあり、燃焼器高さ1[mm]、空気流量0.037[g/s]、当量比0.5）

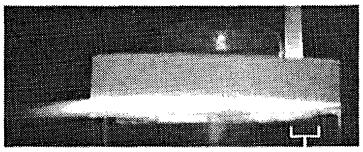


図5. 平面状火炎の様子
（ノズルあり、燃焼器高さ1[mm]、空気流量0.075[g/s]、当量比0.4）

何時間かの燃焼実験の後、火炎形状は徐々に不均一になった。図6に不均一な燃焼をしている代表的な火炎のようすを示す。不均一な火炎が形成されるようになった焼結金属と未使用の焼結金属とを比較したところ、図7にそのプレチャンバー側の様子を示すように、後者に比べて前者には明らかな目詰まりが観察された。これは、水素/空気ともにボンベから供給されていることから不純物の混入は考えにくく、火炎からの熱によって焼結金属自身が酸化された金属酸化物による目詰まりが最も有力な原因と考えられる。以上から、焼結金属はかなり高温になっていることが推測され、壁面やセンターシャフトだけでなく、焼結金属への熱損失の影響も火炎の安定性や燃焼特性を把握する上で考慮しなければならないことが示唆される。

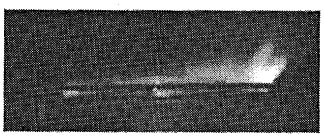


図6. 代表的な不均一火炎の様子
（ノズルなし、空気流量0.037[g/s]、当量比0.4）

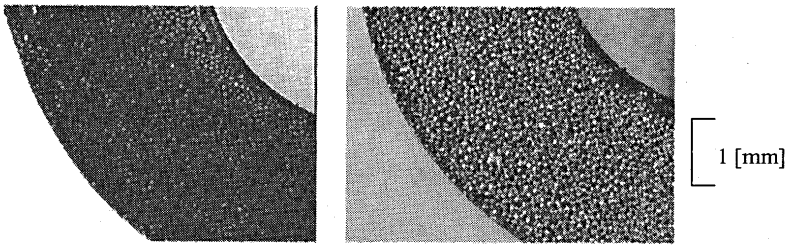


図7. 不均一火炎を形成した焼結金属のPrechamber側の表面(左)と未使用の焼結金属の表面（右）の比較、ろ過精度5μm

4-2. 火炎安定限界

この燃焼器の火炎安定限界を図8に示す。燃焼器高さ5[mm]でノズルがない開放状態のときには、火炎安定下限界のみが存在し、その値は水素/空気の可燃下限界（当量比約0.1）に非常に近いことがわかった。したがって、熱損失の影響は比較的少ないと考えられる。一方、燃焼室高さ1[mm]でノズルをつけた状態では、火炎安定下限界は空気流量が0.037[g/s]付近で最も低く、それから流量が小さくなるにつれて急激に高くなった。また、流量が大きくなるにつれても、緩やかに上昇する傾向にあることがグラフから読み取れるが、装置の限界上、測定は空気流量0.094[g/s]までしか行っていない。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

下限界にとっては、熱損失の影響が決定的な要因であると考えられる。熱損失は一般的に表面積（r^2；r は代表寸法）に比例し、発熱量は燃料流量（$m_f \sim \dot{m}_a \cdot \varphi$）に比例する。従って、発熱量に対する熱損失の割合は、$\sim r^2/(\dot{m}_a \cdot \varphi)$ に比例する。つまり、空気流量が減少すればこの割合が増加し、熱損失の影響が大きくなる。よって、壁面付近の温度は低下し、火炎が形成されなくなると考えられる。これは、空気流量が 0.037[s/g]より小さくなるにつれて、下限界が上昇する、すなわち当量比が大きくなるという現象と一致する。

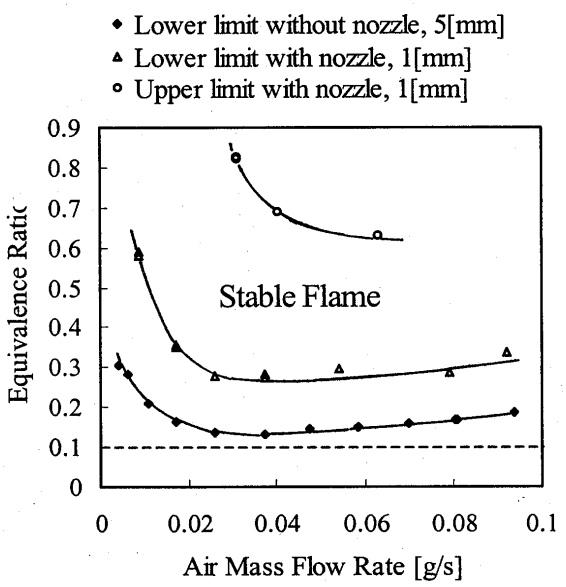


図 8.　平面状火炎安定限界

一方、上限界は燃焼速度と予混合気流速の関係によって支配されていると考えられる。当量比の増加に伴う燃焼速度と流速の増加率は、概算で約 1 桁以上も前者の方が大きい。したがって、ある一定以上に当量比が大きくなってしまうと、燃焼速度が流速に対して大きくなりすぎてしまい、いわゆる逆火のような現象が起こり、焼結金属内に伝播した火炎は、内部での急激な温度低下により消炎してしまうのではないかと考えられる。しかし、未だこれに関しては検討中である。

全体として、Flat-Flame 型の燃焼器は、実機規模のサイズにおいても、広い安定限界を示すことがわかった。この安定領域は、MIT の４倍燃焼器の安定限界にほぼ匹敵する[4]。 すなわち、Flat-Flame 燃焼器の目標稼動条件範囲（16[W]発電を想定）を十分満たすといえる。

なお、現在、燃焼器内の温度分布を測定中であり、ガス分析の実施も計画している。

5.　まとめ

本研究では、UMGT 用の新しいコンセプトに基づいた極小燃焼器を試作し、実験を行い、以下のような結果を得た。

- Flat-Flame 型を採用すれば、実機規模の燃焼室内でも、安定な火炎が形成される。
- 火炎安定限界は広い範囲に及び、目標稼動範囲を満たしている。
- 火炎安定下限界は焼結金属などへの熱損失によって支配される。

参考文献

[1] A.H.Epstein et.al. (1997), “Micro-Heat Engines, Gas Turbines,and Rocket Engines---The MIT Microengines Project---, AIAA 97-1773, 28th AIAA Fluid Dynamics Conference, 4th AIAA Shear Flow Control Conference

[2]押味 加奈, “Concept and Development of a Flat-Flame Microcombustor for Ultra Micro Gas Turbine”, 東京都立科学技術大学卒業論文, 2001 年度

[3] Satoru Ishizuka,Chung K.Law, (1982), “An Experimental Study on Extinction and Stability of Stretched Premixed Flames”, 19th Symposium on Combustion/The Combustion Institute, pp.327~335

[4] *Web.mit.edu/aeroastro/www/people/iaw/microcombposter/pdf/*

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－6

翼間水素燃焼を伴うタービン動静翼干渉の数値計算

＊ 佐藤 正典　南雲 貴志（東京理科大学大学院）
戸田 和之　山本 誠（東京理科大学）

1．緒言

近年，将来的な化石燃料の枯渇問題，化石燃料が燃焼する際に発生する CO_2，SO_x などの環境問題が指摘されているが，これらの問題を解決するクリーンな代替燃料として，水素の使用が注目を集めている。一方，次世代航空機推進システムには，低環境負荷，軽量，小型化が求められており，著者らはこれらの要求を満たすために，水素燃料をタービン翼から噴出しタービン内でのみ燃焼プロセスを行う推進サイクルを提案した[1]。さらに，本システムの実現性を調べるため，タービン翼間における水素燃焼流の 2 次元場[2]や，円形水素ジェットの 3 次元燃焼過程を数値的に解明し[3]，燃料の翼面吹出しを伴う翼形状の最適化へと研究を進めて来た。これらの結果より，水素燃料を用いた翼間燃焼推進システムは，推力の面で実現性が高いが，未燃水素を冷却剤として使用するなど材料に対する配慮が必要であるという知見を得ている。本研究では，このシステムの実現性をより詳細に検証するために，動静翼干渉場における 2 次元燃焼解析を実施し，流れ場の様子と火炎が動翼表面に及ぼす影響を述べることとした。

2．支配方程式

本研究では，化学反応を伴う乱流場を対象としている。この系は，流動，化学反応，分子輸送，乱流輸送に支配されており，圧縮性 Navier-Stokes 方程式，化学種輸送方程式，さらに，乱れの輸送方程式を解くことにより流れ場が計算される。時間平均量に対する支配方程式は，以下の形で与えられる。

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_k}\left(\bar{\rho}\tilde{u}_k\right)=0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial \bar{\rho}\tilde{u}_i}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_k}\left(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_k+\bar{p}\delta_{ik}\right)=\frac{\partial}{\partial x_k}\left(\bar{\tau}_{ik}+\overline{\rho u_i'' u_k''}\right) \tag{2}$$

$$\frac{\partial \bar{\rho}\tilde{e}}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_k}\tilde{u}_k\left(\bar{\rho}\tilde{e}+\bar{p}\right)=\frac{\partial}{\partial x_k}\left(\bar{\tau}_{ik}\tilde{u}_i-\bar{q}_k-\sum_{j=1}^{n}\bar{j}_{jk}\tilde{h}_j-\overline{\rho u_k'' h''}\right) \tag{3}$$

$$\frac{\partial \bar{\rho}\tilde{Y}_j}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_k}\left(\tilde{u}_k\bar{\rho}\tilde{Y}_j\right)=\bar{w}_j-\frac{\partial}{\partial x_k}\left(\bar{j}_{ik}+\overline{\rho u_k'' Y_j''}\right)\qquad (j=1,2,\cdots,n) \tag{4}$$

ここで，¯はレイノルズ平均，~は Faver 平均を意味し，Y_j, j_{jk}, h_j は化学種 j の質量分率，k 方向への拡散流束，比エンタルピを表している。これらの支配方程式を解くために必要とされるエンタルピ，比熱などの熱力学諸量は，JANAF データ[4]より温度の関数として与えている。式(2)～(4)中の相関項は時間平均操作によって現れた新たな未知変数であり，本計算では，標準形 $k-\varepsilon$ モデル[5]を用いてこれらの項をモデル化している。なお，$\bar{w}_j$ は化学種の生成（消散）速度であり，次節に示す化学反応モデルにより与えている。

3．化学反応モデル

本研究では，水素－酸素反応モデルに Chen ら[6]により提案された 5 段階簡略反応モデルを採用して

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）

Download service for the GTSJ Via 216.73.216.204, 2025/07/05.

いる。これは，先の研究[2]においてChenらのモデルが流れ場計算への導入に高い適応性を示し，その予想精度も実用上満足できるものであったためである。表1に5段階の簡略反応を示す。このモデルではH_2, O_2, H_2O, N_2, H, O, OH, NO, N, HNO, NO_2の11化学種を取り扱うが，N, HNO, NO_2のモル濃度は準定常近似より与え，他の化学種は輸送方程式により求めている。すなわち本計算において式(4)中のjは1～8となっている。

Table 1　5 Step Reduced Mechanism by Chen et al.（1995）

Reactions
1. $O_2 + H \rightarrow OH + O$
2. $H_2 + O \rightarrow H + OH$
3. $H_2 + OH \rightarrow H + H_2O$
4. $H + O \rightarrow OH$
5. $O_2 + N_2 \rightarrow 2NO$

4．計算手法

4・1　数値計算手法

化学反応を伴う流れ場の数値計算では，反応の時間スケールが流れのスケールに比べて非常に小さく，反応現象を解像するために極めて小さな時間刻み幅で計算を進行させた場合，流動現象が再現されないというStiff問題が発生する。これを避けるため，本計算では時間積分に対し半陰解法を導入している。具体的には，化学反応項をClank-Nicolsonスキームで陰的に，その他の項を2段階Runge-Kutta法で陽的に時間積分を行っている。空間微分に対しては，対流項にHarten-Yee[7]の2次精度風上型TVDスキームを，その他の項には2次精度中心差分を用いている。

本計算では，静翼周りに静止座標系を，動翼周りに移動座標系を用いることにより動翼の空間移動を再現している。図1に本計算に用いた計算格子を示す。静止座標系と移動座標系には，主流を計算するためのMain-Gridと翼形状を表現するためO型格子であるSub-Gridがそれぞれ配してある。Main-Grid間の境界では，座標移動にともなう変換を施し情報を伝達している。格子数に関しては，静翼に対するMain-Gridが91×41格子，Sub-Gridが121×21格子，動翼に対するMain-Gridが121×41格子，Sub-Gridが131×21格子である。

4・2　計算条件

表2に本計算に用いたタービンの寸法[8][9]を，表3に流れ場条件を示す。水素は静翼全周から噴出し，水素噴出方向は壁面に対し垂直であり，静温が900Kであると設定した。

4・3　境界条件

静翼流入条件は，全圧，全温，化学種，流入角度を固定し，計算領域からマッハ数を外挿する。動翼流出境界は静圧を固定し，その他の値を計算領域内から外挿する。動静翼ともにMain-Gridの上下面に関しては周期境界条件を課した。Sub-Gridのブランチカット境界は，それぞれ1点内側の平均値とした。動翼表面では，滑りなしの断熱条件とした。

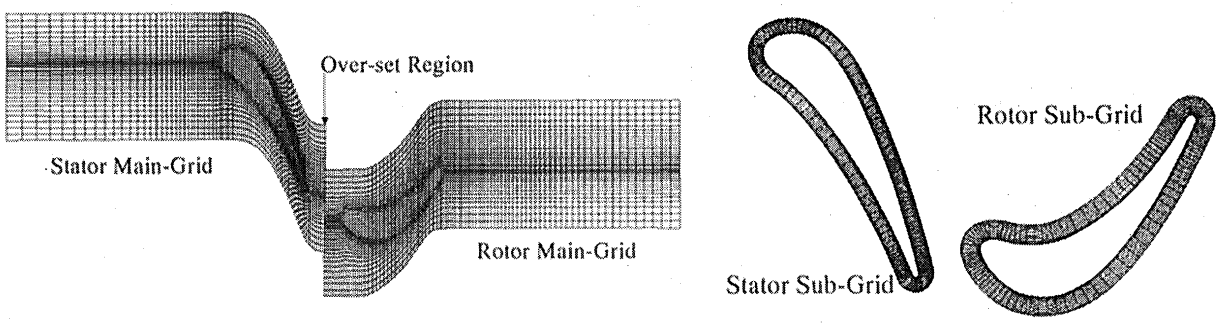


Fig.1 Computational Grid System

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

Table 2 Turbine Stage Geometry

Parameter	Stator	Rotor
Chord [mm]	67.6	67.6
Pitch [mm]	51.6	51.6
Chord/Pitch	1.32	1.32
Speed [m/s]	−	150
Spacing [mm]	15.2	

Table 3 Computational Conditions

Inflow Total Pressure [MPa]	39.2
Inflow Total Temperature [K]	903.4
Inflow Angle [deg.]	0
Outflow Static Pressure [Mpa]	28.1

5．結果と考察

図 2 は計算により得られた静温分布を，図 3 は H_2 のモル分率分布を示している。なお，動翼が 1 周期移動するのに要する時間を T とする。H_2 は噴出直後から激しく空気と反応し，H_2 と空気の界面で，静温は 2900K 以上に上昇している。静翼流路内で形成された火炎は，動翼により分断される。分断された火炎は，動翼負圧面では翼表面に張り付いたまま流れていることが分かる。一方，正圧面では前縁付近で火炎面が翼表面に接しているが，後縁に近づくにつれ翼から離れている。H_2 分布を見ると，動翼流路内でも H_2 は燃焼しきらず，動翼通過後も燃焼を続けていることが分かる。さらに，静温分布と H_2 分布を比較してみると，本ケースでは静翼全周で H_2 を噴出しているため，前縁付近で噴出した H_2 は空気と反応するが，後縁付近で噴出した H_2 は，すでに上流で噴出された H_2 が空気との界面を形成し，空気と混合されない。このため，空気と混合されない H_2 は，動翼により火炎が分断され，新たに界面が形成されるまでほとんど燃焼しないことが分かる。これらのことから，翼後縁付近からの水素噴出しが燃焼にとって，あまり有効でないことが確認できる。

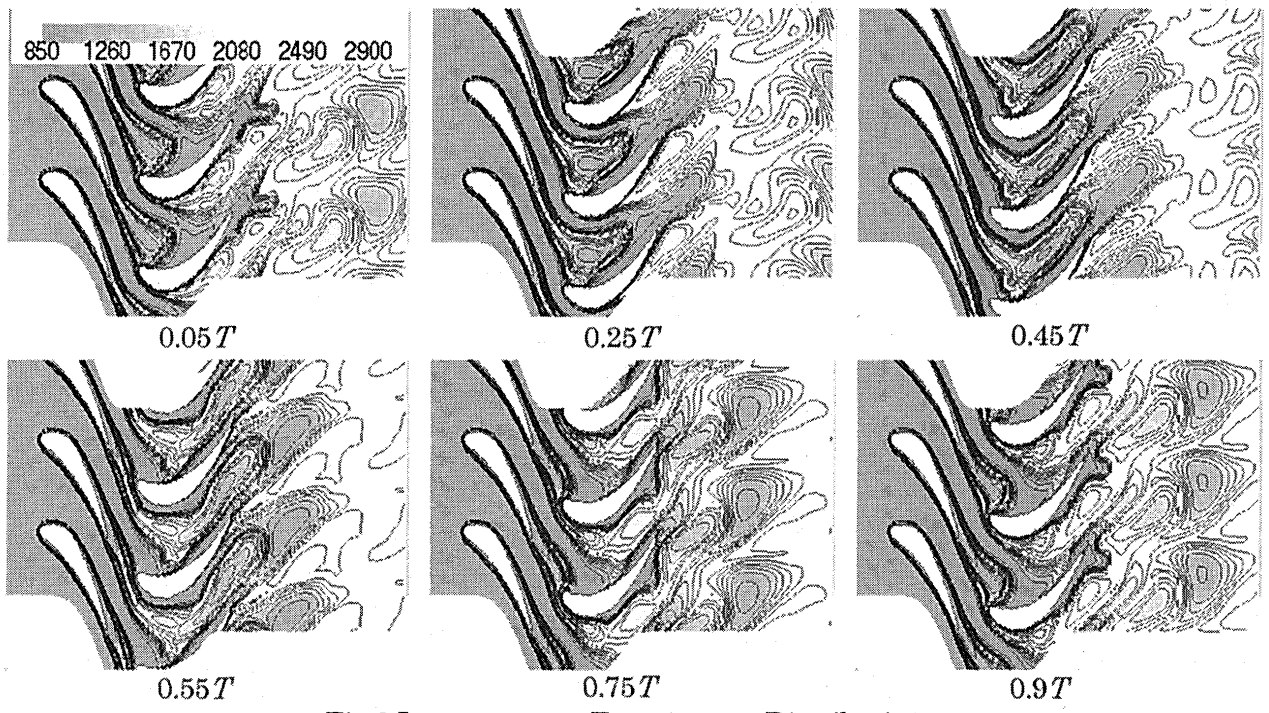


Fig.2 Instantaneous Temperature Distributions

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

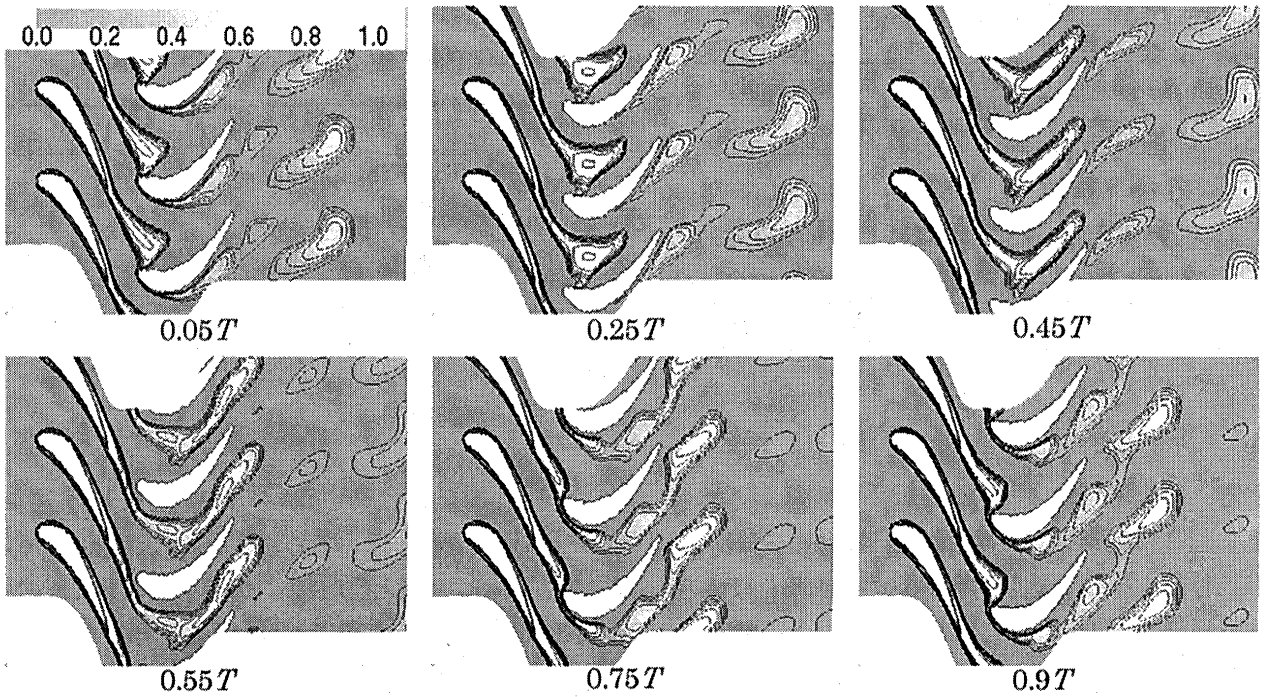


Fig.3 Instantaneous Hydrogen Mol Fraction Distributions

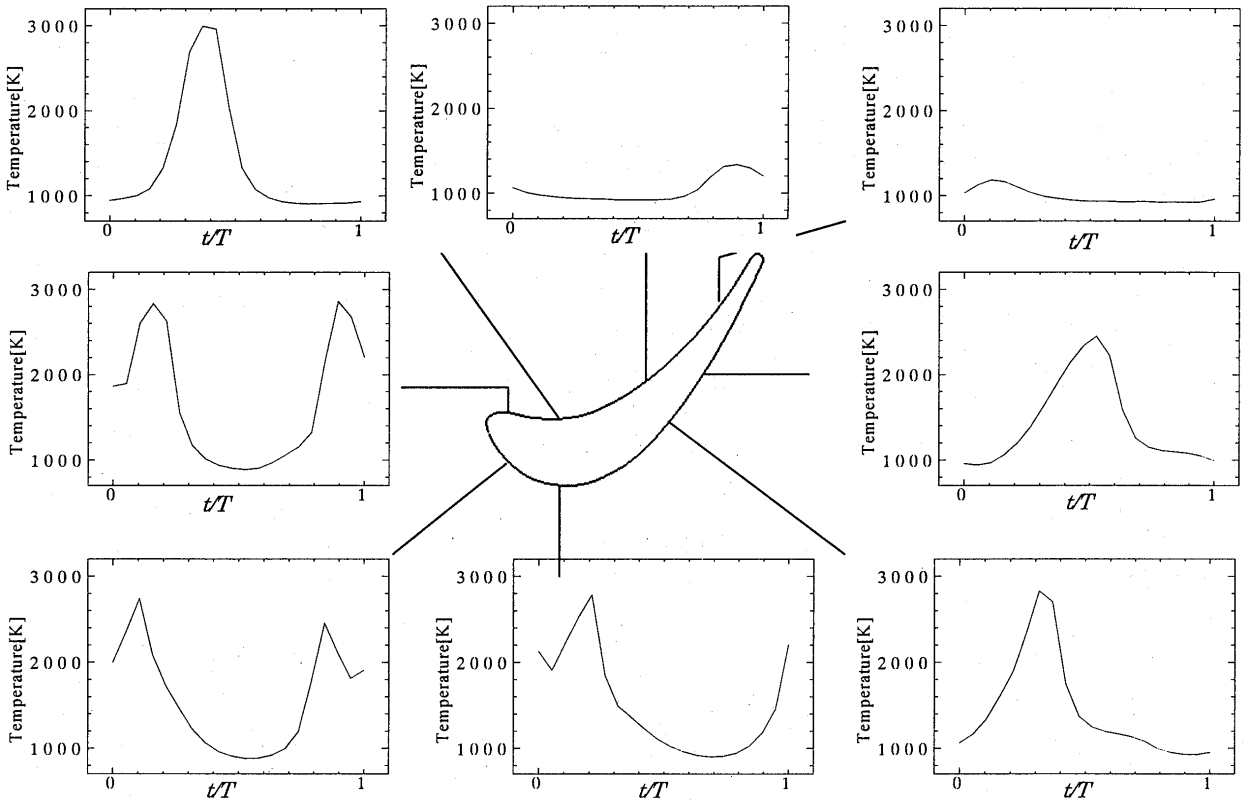


Fig.4 Time history of Temperature on Rotor Blade Surface

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

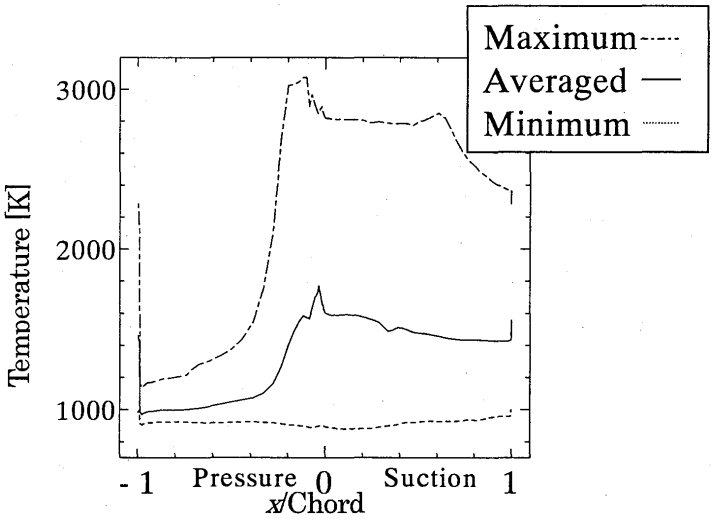


Fig.5 Temperature on Rotor Blade

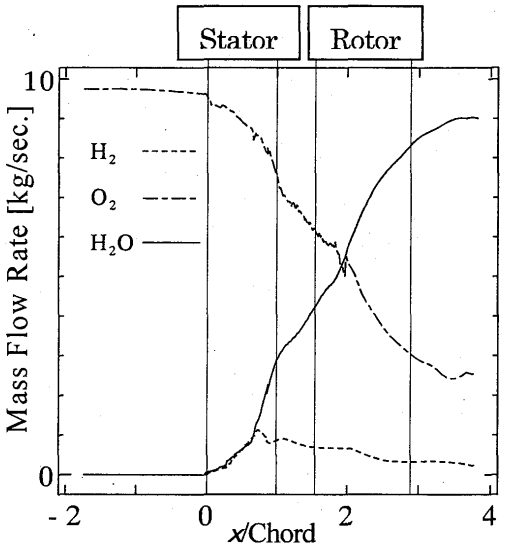


Fig.6 Time-Averaged Mass Flow Rate

次に，システムの実現を考えると，翼表面の温度分布が重要な要素となる。本ケースでは静翼全周から H_2 を噴き出しているため，静翼表面の温度は一定である。一方，動翼は火炎面を分断することより大きな温度変化が予想される。そこで，図 4 に動翼表面における静温の時間履歴を示す。縦軸は静温を示し，横軸は周期 T で正規化した無次元時間である。図 4 の前縁付近における静温分布を見ると静温のピークが 2 箇所あるが，これは静翼の正圧面と負圧面で形成された二つの火炎面を動翼が分断するためである。正圧面の前縁付近では火炎が翼表面と接するため 3000K という高い値を示していが，火炎面が下流に流れるに従い翼表面から離れるので下流部分では常に低い値を示している。一方，負圧面では火炎が翼表面に接しつつ流れるため，後縁付近でも静温の周期的な上昇がみられる。また，負圧面の後縁付近では，前縁で 2 つあったピークが 1 つになっている。これは 2 つの火炎面間における未燃水素が混合により燃焼を開始したためであり，この様子は図 3 の $0.25T$ における H_2 のモル分率分布からもうかがえる。図 5 は動翼表面における静温の平均値，および最高・最低値を示している。負圧面側の翼弦長 60%より下流において静温の最大値に下降が見られるが，これは先に述べたように，未燃水素と空気の混合効果ためと考えられる。翼表面における静温の最低値は全周にわたってほぼ 900K で均一であるが，これは火炎通過後，未燃空気が翼表面を通過するためである。つまり，動翼表面では火炎と未燃空気が周期的に通過するため，平均静温は約 1700K 以下を示している。前縁付近に平均静温のピークがあるが，これは図 4 の説明でも触れたように，動翼前縁は 1 周期で 2 回静温のピークを通過するためである。以上から，動翼では膜冷却等により前縁付近および，負圧面全域の冷却効果を高める必要があると考えられる。

本システムの実現には，翼表面温度と同時に燃焼過程も重要となる。そこで，流路断面における燃料（H_2），酸化剤（O_2），燃焼気体（H_2O）の変化を調べてみることとする。時間平均を施した H_2，O_2，H_2O の質量流量を図 6 に示す。横軸は静翼前縁を 0 とし，静翼の翼弦長で正規化した無次元長さであり，縦軸は質量流量である。また，図中の 4 本の縦線はそれぞれ，静翼の前・後縁，動翼の前・後縁を示している。H_2O の生成量に着目すると，静翼の翼弦長 60%付近より上流では比較的なだらかに反応が進んでいる。一方，翼弦長 60%より下流では動静翼干渉の影響のため，反応が促進され H_2O の生成速度が大きくなっている。H_2 の質量流量に着目すると，翼弦長 60%より下流でも H_2 を噴出し，その総量が増加しているにもかかわらず質量流量は減少していることからも，翼弦長 60%より下流で反応が促進していることが分かる。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

6．結言

本研究では，水素燃料を使用したサイクルを実現するために，タービン動静翼間における2次元水素燃焼乱流場の数値シミュレーションを行った。本研究から得られた知見は以下の通りである。

(1) 静翼全周から噴出したH_2は，静翼流路では燃焼しきらずに，動翼流路全体および動翼下流でも燃焼することが分かった。

(2) 静翼翼弦長60%より下流で反応が促進されることが分かった。

(3) 動翼表面において，前縁付近および負圧面全体にわたり静温が周期的に上昇する。膜冷却効果を促進することにより，動翼の前縁および負圧面のより一層冷却を行う必要がある。

参考文献

(1) T. Nagumo, K. Toda and M. Yamamoto, Proc. 6th International Conference on Technologies and Combustion for a Clean Environment, (2001), pp.73-79

(2) 南雲貴志, 戸田和之, 山本誠, 日本機械学会論文集B編, 67-659(2001), 1672-1679

(3) 南雲貴志, 戸田和之, 山本誠, 第15回数値流体シンポジウム講演論文集, C11-1(2001), 1-6

(4) Stull D.R. and Propet, H., JANAF Thermochemical Tables 2nd edition, (1971)793-1042

(5) Launder B.E. and Spalding D.B., Comput. Meth. Appl. Mech. Eng, 3(1974), 269-289

(6) Chen et al., Combust. Sci. And Tech. 110-111(1995), 505-529

(7) Yee H. C. and Harten A., AIAA J. 3 (1987), 266-274.

(8) K.V.Rao, Brain L. Venable et al., ASME 98-GT-481

(9) K.V.Rao, Brain L. Venable et al., ASME 98-GT-482

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－7

アニュラー型超小型水素ガスタービン用 要素試験燃焼器の試作・検討

＊ 上原　麻美子（都立科技大）　湯浅　三郎（都立科技大）

1. はじめに

著者らは、水素ガスタービン実用化のための基礎研究を燃焼器を中心に行っており、これまでに水素燃焼器の高負荷・低 NO_X 性能を実証し、開発した缶型の超小型水素燃焼器を実際に超小型ガスタービンに搭載し自立運転に成功している[(1)-(3)]。これらの研究結果から、空気流量数十 g/s 程度の水素燃焼器はガスタービン用燃焼器として十分に実現可能であることが実証できたといえる。

そこで本研究では、超小型水素ガスタービン実現に向けた次の取組みとして、家庭用分散型発電への利用を目的とした出力 3kW 程度の次世代型超小型水素ガスタービンの開発に着手した。水素ガスタービンを一般家庭に普及させることができれば、家庭用暖房・調理・電気器具に必要な電力や温水を各家庭でまかなうことが可能となる。一般的に分散型発電では現在の大型火力プラントからの電力供給システムと比較して、総合熱利用効率の向上を図ることができる。つまりクリーンエネルギーである水素を燃料に用いたガスタービンの普及により、現在世界が抱えているエネルギー・環境問題の両者の解決が、個人的レベルの努力により期待できる。

そこでまずこのガスタービン用の燃焼器形状として、ガスタービン全体の小型化や燃焼器の汎用性が期待できるアニュラー型の採用が有効であると考えた。この超小型ガスタービン用圧縮機・タービンとして、現在すでに量産されており安価で信頼性がある自動車用ターボチャージャの流用を検討しているが、これらとのマッチングを考慮すると燃焼器をアニュラー型にすることで、ガスタービン全体の小型化が可能となる。また汎用性の面では、例えば円環状に 12 個の空気・燃料流入口を設けた空気流量 50g/s のアニュラー型燃焼器を設計したとすると、このうち１つ分を取り出せば MIT が開発を手がけているウルトラマイクロガスタービン[(4)]の 10 倍程度の空気流量の燃焼器となる。すなわちこれは 100W クラスのマイクロガスタービン燃焼器に相当する。

本研究では次世代型超小型燃焼器開発の第一段階として、アニュラー型燃焼器特有の燃焼現象やその問題点などを明らかにすることを目的として、現在検討している仕様をもとにアニュラー型燃焼器を設計し、それの要素試験用セクタ燃焼器を製作して燃焼実験を行い、基礎データ（安定限界、温度分布、火炎形状など）の取得を試みた。

2. 次世代型超小型水素ガスタービン用燃焼器の設計

2-1.設計条件

超小型水素ガスタービン用圧縮機・タービン（従来型ターボチャージャ）の性能とのマッチングを考慮して、燃焼器の設計条件を次のように設定した。

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5.（東京）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

*ガスタービン出力：3kW
*圧力比：3
*タービン入口温度：1200K
*当量比：0.3

また目標出力 3kW を達成するための空気流量は、図 1 に示す水素ガスタービンのサイクル性能計算の結果より、超小型ガスタービンのため圧力損失を通常のガスタービンより若干高い 8%と仮定し 50g/s に決定した。（図 1：燃焼効率 99.9%、タービン効率 75%、機械効率 95%、圧縮機効率 η_c=60%）。

燃焼器容積を決定する燃焼負荷率は、これまでの著者らの開発した拡散火炎型水素燃焼器のデータを参考に 2000[MW/(m^3・MPa)]程度とした。

以上の条件と従来型ターボチャージャの一般的な形状およびサイズを考慮して設計した燃焼器は、図 2 に示すように空気・燃料流入部を 12 個もった外径 80mm、内径 55mm、高さ 30mmのアニュラー型燃焼器となった。

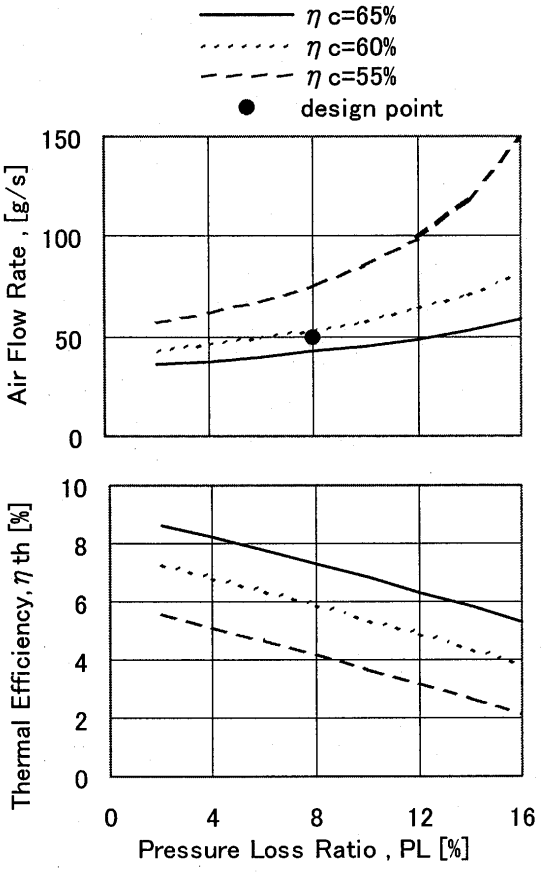


図 1　水素ガスタービンのサイクル性能計算結果

2-2.燃焼室構造

燃焼室入口の空気・燃料流入部の構造は、旋回空気流中に燃料を高速で噴射することによって再循環領域内で乱流燃焼を促進させ、火炎の安定化と燃焼反応の急激な進行を図ることを目的とした半径流型スワラーと末広がり部をもつ入口空気ノズルおよび多孔インジェクタを具備するものとした。各形状はこれまでの水素燃焼器のデータを参考に決定し、諸元は以下の通りである。

*スワラーの旋回強度：形状スワール数 2.9
*入口空気ノズルスロート径：6mm
*インジェクタ：45 度噴射角付噴射孔(φ0.6×2)

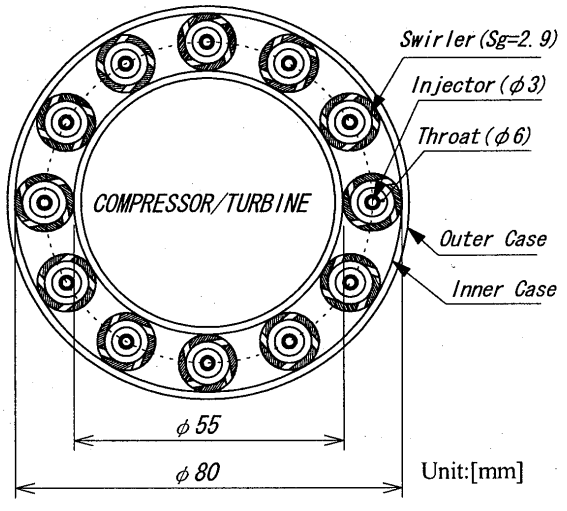


図 2　アニュラー型超小型水素燃焼器
（設計案）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

アニュラー型では、著者らのこれまでの缶型のものより流入部構造が小型化するとともに火炎同士が隣接することによる干渉の影響が懸念された。そこで実際に燃焼器を製作しその燃焼特性を解明することにした。具体的には設計したアニュラー型燃焼器の空気・燃料流入部3つ分を1セクタとして取り出した形の「要素試験用セクタ燃焼器」を製作し燃焼実験を行った。

3. 実験装置

実験に用いた要素試験用セクタ燃焼器（以下、試験燃焼器と呼ぶ。）の概略図を図3に示す。本試験燃焼器の本体は真鍮製で、火炎の様子が観察できるように燃焼室の壁と出口ノズルには石英ガラスを用いている。またアニュラー型燃焼器は本来円環形状であるが、本試験燃焼器では製作や火炎観察の容易さ等の都合上、直線形状にした。インジェクタの装着位置はインジェクタ先端面と入口空気ノズルスロート面とを一致させた。ここから燃焼室出口ノズル（スリット：3mm×80mm）までの距離は27mmである。

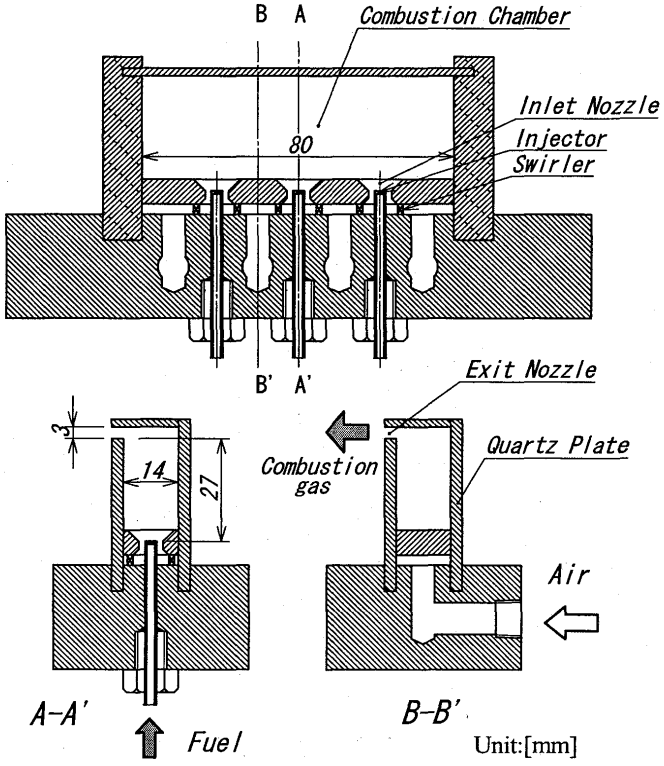


図3　要素試験用セクタ燃焼器　概略図

空気は燃焼室内に一様に供給されるように4ヶ所から試験燃焼器に入り、3つのスロートから燃焼室内に噴出される。燃料は3ヶ所から試験燃焼器に入り3本のインジェクタから燃焼室内に噴出される。なお本試験燃焼器では2次空気孔を設けず、すべての空気が入口部より流入する構造となっている。着火は外部の水素パイロット火炎あるいは、出口ノズル装着時には電気スパークによる方法を用いた。なお実験はすべて燃焼室出口を大気開放の状態で行った。

4. 実験結果および考察

4-1 火炎安定限界と火炎形状

火炎安定限界の測定結果を図4に示す。本測定では燃焼室内に形成される3つの火炎すべてが吹き飛んだ点を安定限界とした。（これらの火炎はほぼ同時に吹き飛ぶことがわかっている）。実験を行った範囲内では火炎安定限界は空気流量に対して単調増加となっており、設計の空気流量に相当する4g/sのときϕ=0.3の火炎を形成するという条件は十分に満たしていることがわかった。

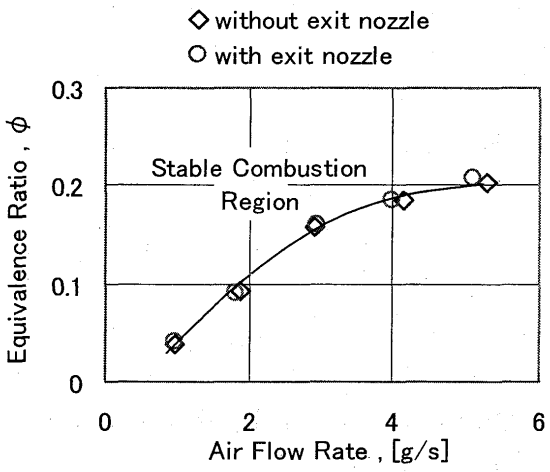


図4　要素試験燃焼器における水素火炎の安定限界

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

また図5に示すように、当量比を変化させたときの火炎形状の違いを燃焼室出口ノズル（石英板）の有無について観察すると、燃焼室出口ノズルの有無にかかわらず火炎形状はほとんど変化していないことがわかる。事実、図4の火炎安定限界は出口ノズルの有無にかかわらずまったく変わっていない。これらの結果より出口ノズル装着による燃焼室内の燃焼場への影響はほとんどないと予想された。よって今後の実験では出口ノズルは必要に応じて着脱して問題はないことがわかった。

ϕ=0.5までの当量比範囲内では、燃焼室内に形成される水素火炎は設計燃焼器容積と比較して小さかった。ただしϕ=0.5のときは燃焼室側の壁の赤熱が顕著であった。このように実験を行った当量比での水素火炎は燃焼室内に収まって安定に形成されたことから、燃焼は燃焼室内で完了しており、設計の燃焼負荷率は充分達成できていると推測できる。

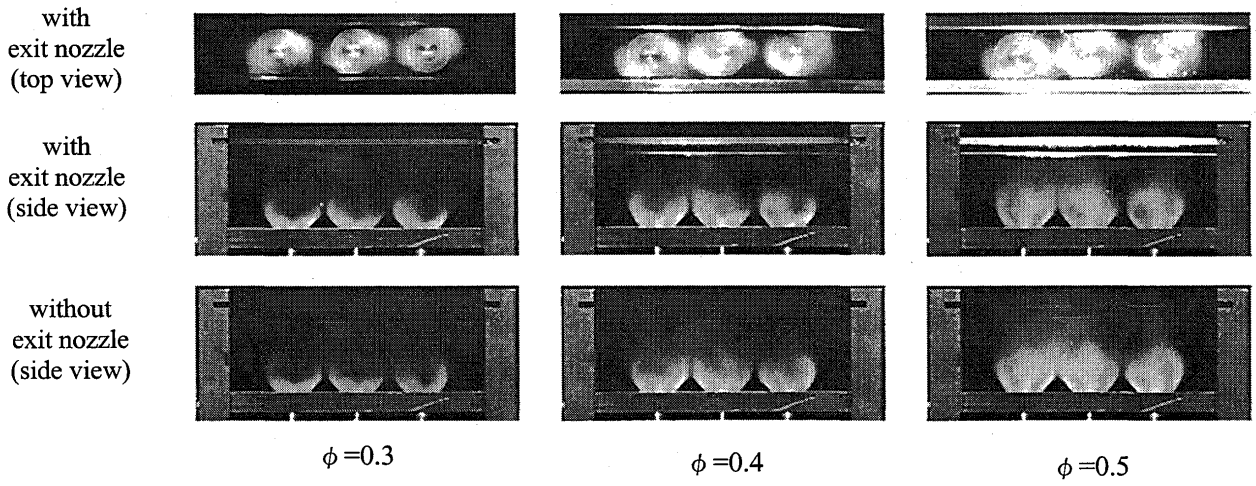


図5　要素試験用セクタ燃焼器における水素火炎の様子（空気流量4g/s）

4-2.燃焼室内温度分布

図6-aにインジェクタ中心軸を含む燃焼室内垂直断面（面A）、およびそれに直交する燃焼室出口面（面B）の温度分布の等温線図を示す。なお測定は出口ノズルなしの状態で行った。高温場はインジェクタの燃料噴出孔近辺の噴出された燃料に沿って形成されており、それに加えてインジェクタ先端面の噴出孔がない面中央付近にも高温領域の形成が確認できる。このことから旋回空気流による再循環領域がこの部分まで発達していると推測できる。

温度場の様子は空気・燃料流入部付近では3ヶ所とも類似しており、下流に向かうにつれて図中の左の火炎と中央の火炎が形成する温度場が合体し、左右の温度分布が不均等になっている。この様子は燃焼室出口面（面B）の温度分布と、図6-bに示す燃焼室出口ノズルを装着した状態で測定した燃焼室出口1次元温度分布の結果に顕著に表れている。

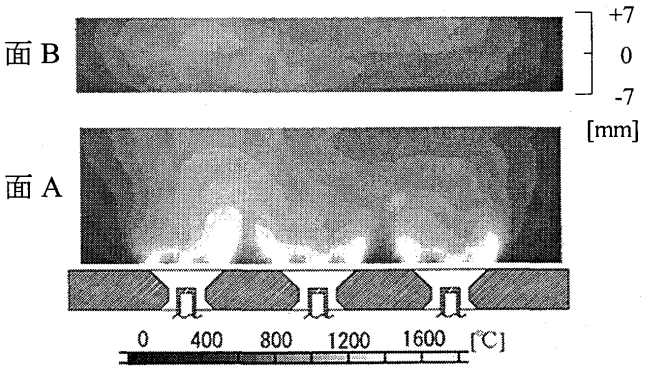


図6-a　燃焼室内代表面内温度分布
（空気流量4g/s、ϕ=0.3）

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

2 つの火炎が干渉する原因としては、まずインジェクタやスワラーの工作精度の問題が考えられる。これについては 3 本のインジェクタを入れ替えたり、インジェクタの装着位置や燃料噴出方向を変更して同様に火炎形状の観察を行ったが、いずれの場合も火炎の干渉は起こることが確認されたため、これらの工作精度は主な原因ではないと考えられる。2 つ目の原因として考えられるのは、スワラーの旋回方向が 3 つとも同一であることによって火炎境界付近に強いせん断流領域が生じ、流れ場が不安定・不均一となっていることである。これを解決するには、中央のスワラーの旋回方向を逆向きにし隣接するスワラーの形成する旋回流を同調させて、火炎の安定化を試みる方法が考えられる。3 つ目の原因としては、空気および燃料の各噴出速度または噴出方法が適切でないことが考えられる。これに対しては、インジェクタ先端面の燃料噴出孔の数を総面積は一定のまま現在の 2 つから 4 つに増やすことで、燃料を急速に混合させる方法が考えられる。これら後者 2 点の改善については今後実施する予定である。

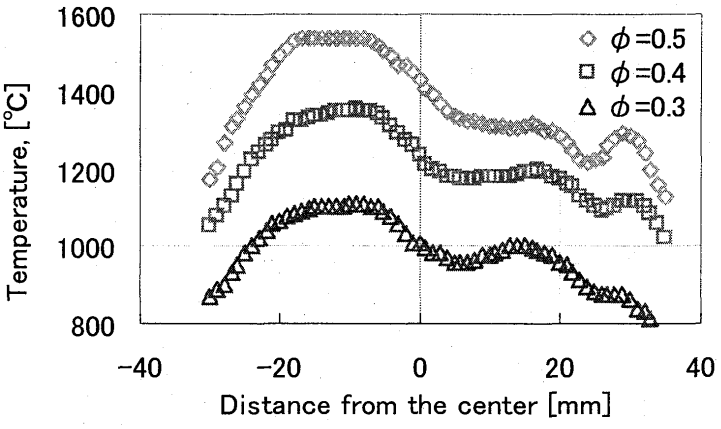


図 6-b　燃焼室出口温度分布（空気流量 4g/s）

一方、燃焼室温度分布に与える当量比の影響については、図 6-b に示すように各当量比でグラフの傾向が同じであるだけでなく、図 5 に示すように火炎形状も類似していることから、各当量比で燃焼室内の燃焼反応領域の分布は大きく変化していないと推測できる。また各当量比での出口温度の平均値は、それぞれ当量比における断熱火炎温度 900℃、1140℃、1360℃に近い値となっており、このことも燃焼室内で完全燃焼が達成されていることを示唆している。

4-3.燃焼器全圧損失率

超小型ガスタービンでは圧縮機の圧力比が 2〜4 と小さいため、燃焼器での圧力損失がガスタービンの全体性能に大きな影響を及ぼす。図 7 に実測した試験燃焼器の空気流量に対する圧力損失率を示す。図 1 のサイクル性能計算結果で示したように、本試験燃焼器での設計空気流量 4g/s 時の予想値は 8%であったが、測定結果はその値を大きく上回る 16%となってしまった。これはスワラーのスリット部分での縮流の影響による圧力損失の見積りが過少であったためと考えられる。この改良策としては、図 8 に示すようにスワラー形状を現在のスリット形式のものから、より縮流の発達の少ない羽根型に近いブロック形式を採用するなどの工夫を検討している。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

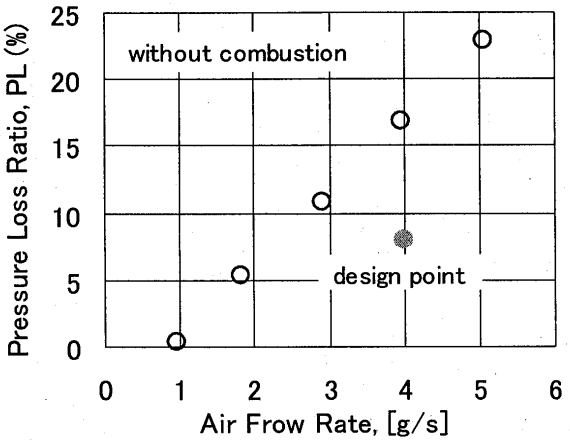


図7　セクタ燃焼器全圧損失率

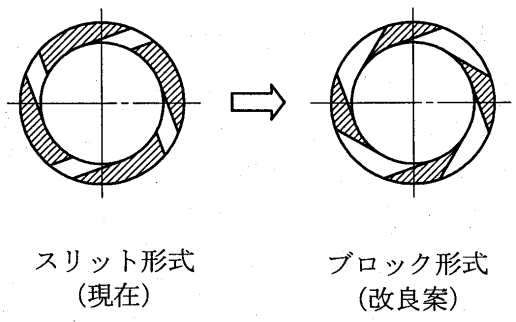


図8　スワラー形状

5.まとめ

＊ ガスタービン出力 3kW 程度の超小型水素燃焼器としてアニュラー型燃焼器を設計し、それに基づき要素試験用セクタ燃焼器を製作し燃焼実験を行った。

＊ 実験に用いた試験燃焼器では、設計空気流量・当量比を充分に満たした安定な火炎が形成され、かつ燃焼反応は燃焼室内で完了する。

＊ 燃焼室内では火炎間の干渉が生ずるが、各当量比による燃焼反応領域の分布に大きな違いはない。

＊ スリット形式のスワラーでは大きな圧力損失が生じる。

今後の取組みとして以下のことを検討している。

＊ 燃焼室出口での温度場の不均一を解消するため、中央のスワラーの旋回方向を逆向きにすることで、燃焼室内流れ場の改善を試みる。

＊ 現在のスリット形式のスワラーをブロック形式にすることで圧力損失の低減を試みる。

＊ すでにインフラの整備されている都市ガス（メタン）やプロパン燃料の本燃焼器への適用も合わせて調べることによって、家庭用分散型発電用ガスタービンの即実現化の可能性も検討する。

参考文献

(1) 湯浅三郎、他 5 名、「水素を燃料にした超小型ガスタービンシステムの試作研究」、日本ガスタービン学会誌、15 巻 59 号、122-128、1987.

(2) 湯浅三郎、他 3 名、「超小型ガスタービン用予混合燃焼器の火炎安定性と燃焼特性」、日本機械学界論文集（B 編）、61 巻 588 号、3705-3081、1995.

(3) Minakawa, K., et, al., "Development of a Lean Premixed-type Combustor with a Divergent Flameholder for a Hydrogen-fueled Micro Gas Turbine," XIV ISABE, IS-7010,1999.

(4) Ian A. Waitz, et, al., "Combustor for Micro-Gas Turbine Engines," Transactions of the ASME, Journal of Fluids Engineering 110-117, 120, March, 1998.

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－8

圧縮機設計技術の動向と展望

今成邦之（石川島播磨重工業）

1、はじめに

ガスタービン用の圧縮機としては、軸流、斜流、遠心の３つがあるが、本稿では軸流に限定した。また、航空用と産業用とでは同じ軸流でも動向が異なっており、さらに同じ航空用でもファンと高圧圧縮機では、共通部分はあるもののやはり異なる。よって、ここでは航空用高圧多段軸流圧縮機に絞って述べていく。構成としては、まず、技術動向を述べる。次にユーザー的観点での圧縮機に対するニーズを挙げ、それらに対応する技術課題を設定する。その後、設定された各技術課題への取り組みについて具体例を挙げながら紹介し、将来の方向性を展望する。なお、「将来」という言葉の定義であるが、著者自身は、遠い将来を見通すことなどとても出来ないと認識しているので、面白みには欠けるかもしれないが、比較的近い将来について考えていく。

2、技術動向

空力設計、機械設計、および空力／機械の両設計の境界領域であるエアロメカ設計という３つの観点から、圧縮機設計を特徴づける設計パラメータの動向を見ていく。

2．1、空力設計技術の動向

空力設計技術を表す代表的なパラメータとしては空力負荷係数と効率が適切と考えられ、それらを図１に示す。図1(a)は年代に対する空力負荷係数の動向であり、ほぼ一定のペースで上昇して来たことが分かる。図1(b)は空力負荷係数に対するポリトロピック効率の動向である。殆どの機種が負荷係数 0.3～0.5 の範囲に含まれている。当然だが、空力負荷が上がるにつれて効率は下がる。年代とともに空力負荷と効率がほぼ同時に向上して来たことが分かる。これら２つの図で、トレンドから飛びぬけた存在となっているのがNASAのUEET(Ultra Efficient Engine Technology)目標値である。高負荷化は今後も続くと考えられるが、そのペースについては、従来並で進むのか、UEETのようなブレークスルーにより大幅な前進があるのか、議論の余地がある。

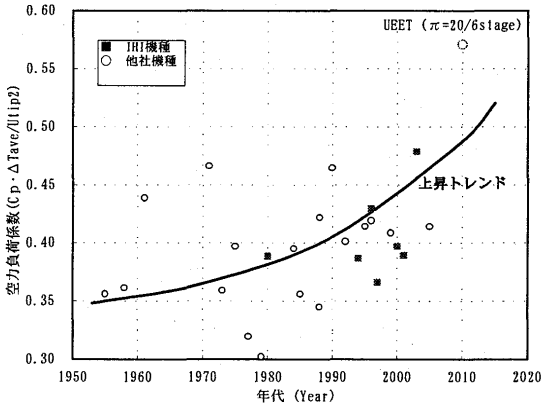


図 1(a)　空力負荷の動向

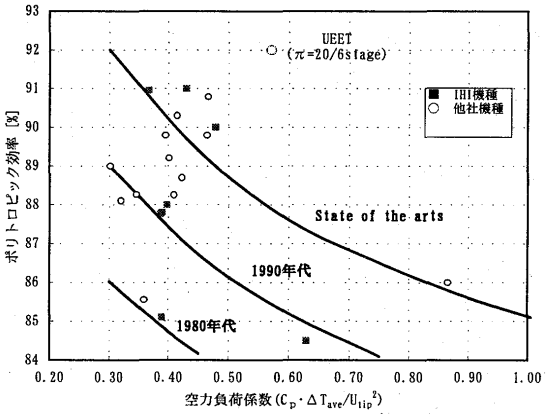


図 1(b)　空力負荷と効率の動向

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，(東京)

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

2．2、機械設計およびエアロメカ設計技術の動向

機械設計およびエアロメカ設計技術を表すパラメータとして、平均径周速とアスペクト比の動向を図2、3に示す。平均径周速については、年代とともに上昇してきたが、強度上および高圧タービンとのマッチング問題から最近では伸び悩んでいる。著者は、材料開発の進歩状況から推定し、この伸び悩み傾向はしばらく続くと考える。アスペクト比については、空力の高負荷化と相まって1980年代中頃までに低アスペクト比化が大きく進んだものの、最近はそのペースが鈍ってきている。低アスペクト比化により、低次と高次の振動モード周波数の間隔が圧縮され、全てのエンジン運用回転数で共振（励振源は上流翼列の後流および下流翼列からの静圧擾乱）を回避することはほぼ不可能になり、以前は問題にならなかったパネルモード等の高次モードによる破損事例が増加している。

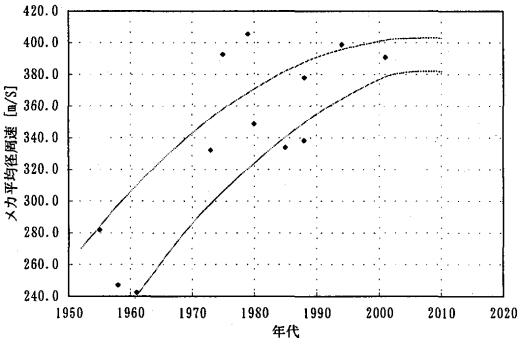


図2　平均径周速の動向

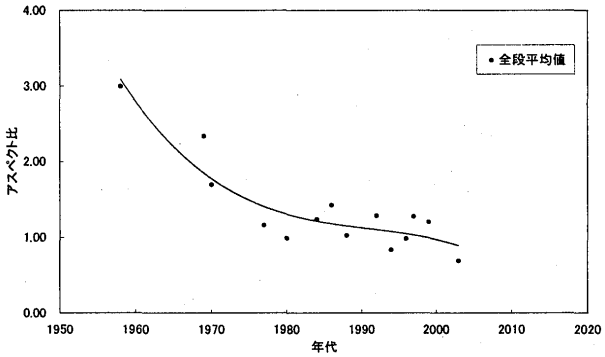


図3　アスペクト比の動向

表1　圧縮機へのニーズと技術課題への展開

ニーズ	第1技術課題	第2次技術課題	第3次技術課題
高効率	設計点および非設計点の両方での高効率作動	多段マッチング	非設計点性能予測技術
		低損失翼型	翼型最適化設計技術
低コスト	製造コストの削減	高負荷化による段数削減	ストール抑制・予測技術
		空力と製造のコンカレント設計による低コスト化	空力／製造シミュレーション利用による性能／コストトレードオフ技術
軽量	全体重量の軽減	高負荷化による段数削減	ストール抑制・予測技術
	回転系重量軽減	ブリスク化、動翼薄肉化	翼振動応答解析技術
高信頼性／安全性	飛行中のエンジン停止・圧縮機破損の防止	サージ発生によるエンジン停止防止	ストール発生予知・予防技術
		振動による翼破損防止	翼振動発生予知・予防技術

3、圧縮機へのニーズと技術課題

圧縮機へのニーズと技術課題への展開を表1に整理して示す。この表は全てを網羅したものではなく、また、主に空力技術の観点から代表例を記述しているに過ぎないことに留意されたい。ニーズとしては、高効率、低コスト、軽量、高信頼性／安全性の4つと定義し、これを起点として、非設計点性能予測技術、翼型最適化設計技術、ストール抑制・予測技術、空力／製造シミュレーション利用による性能／コストトレードオフ技術、翼振動応答解析技術、ストール発生予知・予防技術、

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

翼振動発生予知・予防技術の７つの個別技術課題に展開した。次章では、これら７つの技術課題に対する現状技術と将来技術の方向性を議論する。

４、現状技術と将来技術の展望

表２に個別技術課題に対する現状技術と将来技術を一覧表に整理して纏めた。以下、紙面が許す限り、出来るだけ具体例を挙げながら述べていく。

表２　技術課題に対する現状技術と将来技術

技術課題	現状技術	将来技術
非設計点性能予測技術	経験圧損モデルを組込んだミーンライン／スルーフロー解析	非定常3次元多段NS解析（全段シミュレーション）
	定常3次元多段NS解析（アベレージパッセージ方程式）	
	非定常3次元段NS解析（1～2段）	
翼型最適化設計技術	衝撃波制御翼型、拡散制御翼型、2次流れ制御翼型	段干渉／クロッキングを考慮した最適化翼型
	2次元翼型の自動最適化	3次元翼型の自動最適化、インバース設計
ストール抑制・予測技術	低アスペクト比化＋2次流れ制御	境界層Aspiration
	ケーシングトリートメント	
	経験圧損モデルを組込んだミーンライン／スルーフロー解析	非定常3次元多段NS解析（全段シミュレーション）
	経験圧損モデルを組込んだ非定常3次元多段オイラー解析	
空力／製造シミュレーション利用による性能／コストトレードオフ技術	空力シミュレーションによる公差緩和、翼面粗さ緩和	ECMシミュレーション、鋳造シミュレーション、鍛造シミュレーション等の製造シミュレーターを活用した性能／コストトレードオフ
翼振動応答解析技術	非定常3次元線形NS解析（単翼列）＋FEM振動解析	非定常3次元非線形空力・構造連成多段シミュレーション
ストール発生予知・予防技術	なし（基礎研究のみ）	ストール検知／アクティブストール制御
翼振動発生予知・予防技術	なし（基礎研究のみ）	翼振動検知／アクティブ翼振動制御

非設計点性能予測技術については、従来型のミーンライン／スルーフロー解析に加え、定常３次元多段ＮＳ解析の使用が米国を中心に始まっている（文献[1]）。非定常段解析の適用も拡大している（文献[2]）が、計算リソースの問題から現状では高々２段程度までの範囲に限定されている。図４に、多段圧縮機の前 2.5 段分(IGV～2SV)の非定常３次元ＮＳ解析例を示す。図 4(a)に翼面マッハ数等高線分布を示す。要素試験で取得した２種類の VSV スケジュールに対する性能データを図 4(b)に示す。VSV スケジュールをケース１から２に変更することにより、効率は約 3pts 改善したがサージ余裕が低減したのが分かる。試験データより、３段以降の後段ブロックの作動状態はケース１と２で大差ないことが分かっており、この効率変化は前 2.5 段の中で発生したと推定され、数値解析により原因調査を実施した。図４(c)に効率についての計算結果を示す。ケース１のスケジュールでは、１段静翼で大きな効率低下が発生していることが分かる。数値解析結果を分析した結果、１ＳＶがチョーク気味に作動していることが分かり、効率低下の原因が判明した。計算結果ケース１と２を比較すると、前 2.5 段分の効率は約 8pts 向上しているが、これは全段に換算すると約 3pts に相当し、試験結果と非常に良く整合する。流れ状態の悪い非設計点としては、かなり良い精度で予測が出来たと言える。よって、計算機の要領と速度が増せば、将来は全段

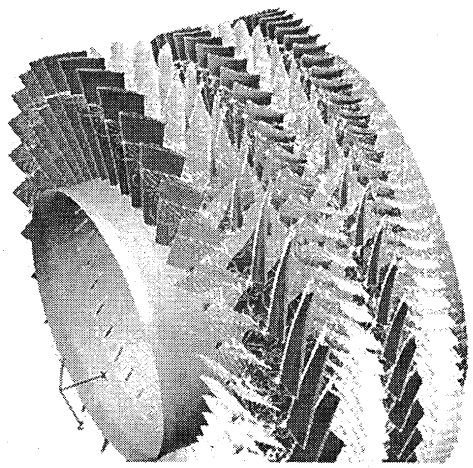


図 4(a) 2.5 段解析マッハ数等高線図

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

シミュレーションが可能となり、空力性能評価の主力ツールに発展して行くと予想される。

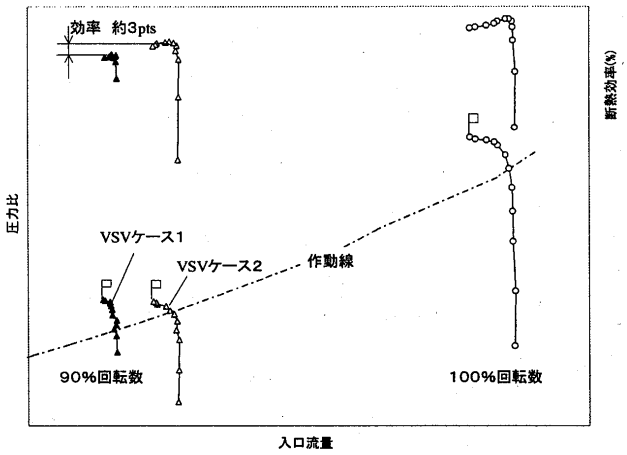


図 4(b)　多段圧縮機性能試験結果

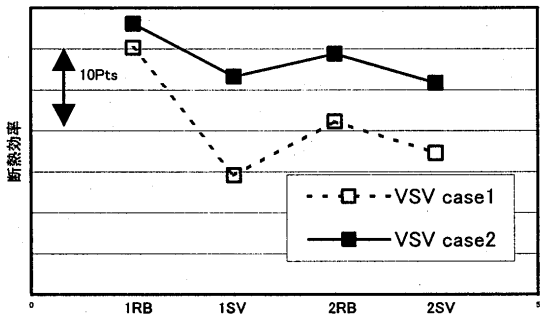


図 4(c)　前 2.5 段シミュレーション結果

翼型最適化については、単翼列における定常流れ解析を利用し、衝撃波制御、2 次流れ制御技術等が確立され、圧縮機性能向上に大きく寄与してきた（文献[3]）。その後、これらに続く新しい翼型概念は出てきていないが、これまで不可能だった非定常段解析が可能となり、近い将来、動静翼干渉やクロッキング（文献[4]）を有効活用した翼設計の新概念出現が期待される。一方、計算機能力向上とともに、翼型の自動最適化の研究がここ数年急速に進歩している。図 5(a)(b)は、翼キャンバーラインを SA（焼きなまし）法によりパラメトリックに変更し、圧損低下を目的に静翼 2 次元翼型の自動最適化設計をした例である。入射角に対する作動範囲を改善しつつ、圧損レベルが約 20%低減された。経験者によるトライ＆エラー的作業に比べて 10 倍のオーダーで作業時間が短縮されており、設計コスト低減という観点でも効果が期待できる。3 次元翼型の最適化については、最適化アルゴリズムを適用した方向とインバース設計の両方向で研究が進められている。前者については、一部で実用化の兆し（文献[5]）が見えており、近い将来に一般化すると考えられる。

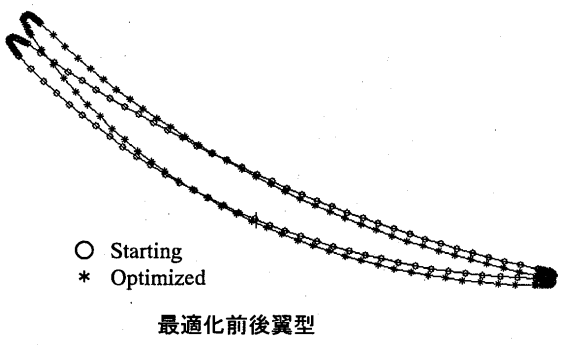


図 5(a)　自動最適化前後の翼型

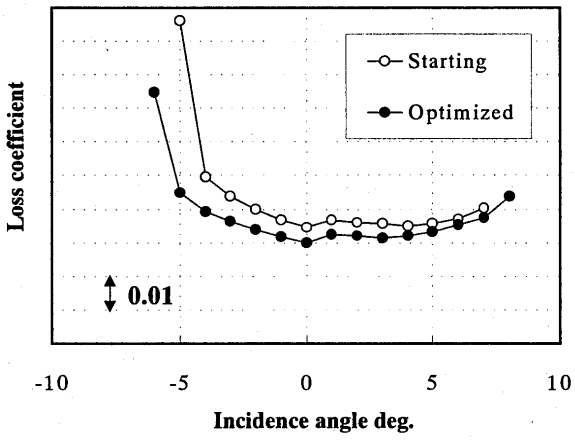


図 5(b)　最適化前後の入射角 vs 圧損特性

ストール抑制技術としては、現状技術として 2 次流れ制御と組み合わせた低アスペクト比化、ケ

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

ーシングトリートメントがあるものの、それ以降、目立ったアイデアは出てきていない。なお、アクティブ制御については別途後述する。将来技術の候補としては、前述したNASAのUEETプログラムの中で提唱されている境界層Aspirationがある。原理は理解できるが、抽気した空気を有効活用出来なければエンジン全体のサイクル効率は低下する。よって、実用化の成否は抽気空気の有効活用技術にあると言えるが、研究途上にあり、その実現性はまだはっきりしない。ストール抑制技術は高負荷化の鍵であるので、ブレークスルーを目指したアイデア考案／実証の取り組みが必要と考える。一方、予測技術については、経験圧損モデルを組み込んだ非定常段数値解析（文献[6]）が実用化されたが、経験モデル使用から逃れられず、改善の余地がある。将来的には、非定常３次元多段ＮＳ解析によるシミュレーション利用へと移行していくと考えられる。

ＣＦＤの利用により、非常に３次元的な形状の翼が設計され、結果として性能は向上したものの、同時に製造コストも高くなってしまったという現実がある。3次元CADの利用拡大に伴い、低コスト化を目的として、図6に示すようなモデルを用いて設計／製造間コンカレントエンジニアリングが実施されているが、製造性検討は未だ人間の勘に頼る部分が多く、改善の余地が多い。一方で、製造シミュレーション技術については研究が進みつつある。将来的には、空力と製造の両方のシミュレーションを実施しながら、性能とコストをトレードオフしつつ最適化を行う技術に発展していくと考えられる。

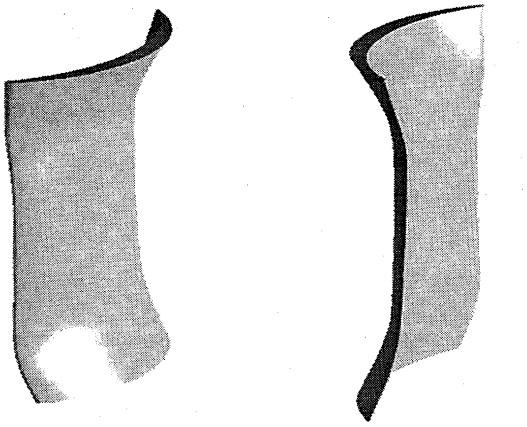


図６　３次元CADモデル

翼振動応答解析については、線形オイラー／NS解析という計算時間の短く予測精度の良好な手法の実用化により、設計への適用という面で大きく進歩した（文献[7]）。ここでは、パネルモードで振動する圧縮機静翼に応答解析結果を適用した

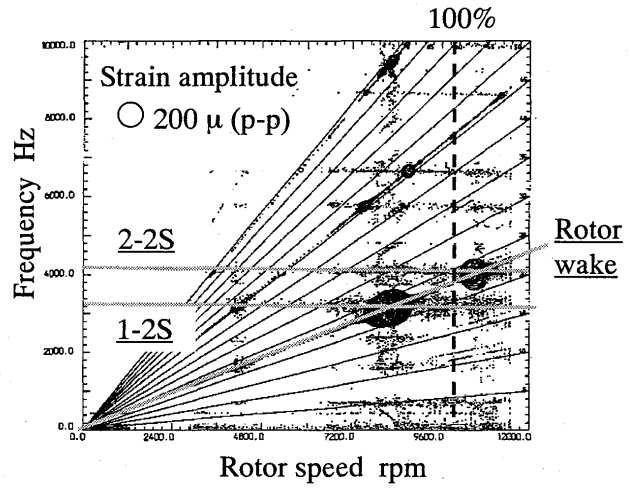


図 7(a) 圧縮機静翼試験キャンベル線図

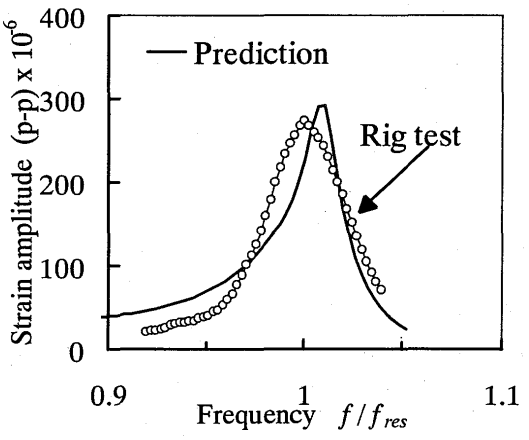


図 7(b) 応答解析と試験歪データとの比較

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

事例を述べる。図 7(a)は解析対象である静翼の試験キャンベル線図である。1-2S および 2-2S モードでの振動レベルが高いことが分かる。図 7(b)は、1-2S モードについての振動応答解析と試験データとの比較結果である。解析と試験データとの一致が良いことが分かる。現在の解析方法により設計技術は大きく向上したと言えるものの、現状の解析は単翼列環境のものであり、多段環境を考慮した評価が出来ない。低回転域ではしばしば空力的な段間ミスマッチが生じ、かなり上流翼列の後流が下流翼の励振源になる事例を著者は何度か経験している。多段環境および空力・構造連成への発展が必要不可欠と考えられ、将来的にはこの方向に技術は進んで行くと思われる。

ストールおよび翼振動発生の予知・予防技術については、アクティブ制御についての基礎的な研究（例えば文献[8]など）は活発に実施されているが、実機適用例は見当たらない。MEMS 等のセンサー類の進歩、カオス理論等を適用したモニタリング技術向上と相まって今後の飛躍が期待される。

5、まとめ

以上、圧縮機設計技術について動向と将来技術について展望した。全体を概観すると、将来は、現在以上に設計時におけるシミュレーション使用量が増加すると思われる。また、シミュレーションの利用法についても、従来の１分野内での閉じた使用から、空力、エアロメカ、強度、製造、騒音等の多分野についての同時シミュレーションによる統合設計に向かって行くと思われる。高負荷化の傾向は今後も続くと予想され、ストール抑制技術におけるブレークスルー追求への取り組みが必要である。

参考文献

[1] Dong, Mansour, Hingorani, Hayes, 2001, A New Multistage Axial Compressor Designed with the APNASA Multistage CFD Code: Part2, ASME 2001-GT-0350

[2] Hirai, Kodama, Nozaki, Tamura, Kikuchi, Matsuo, 1999, Unsteady three-dimensional analysis of inlet distortion in turbomachinery, AIAA 97-2735

[3] 今成、2000、CFD の圧縮機設計への適用、日本機械学会 2000 年度年次大会講演論文集

[4] 加藤、今成、2001、多段軸流圧縮機における動翼クロッキングの数値解析検討、日本ガスタービン学会第１６回秋季講演会講演論文集

[5] Shahpar, 2000, A Comparative Study of Optimization Methods for Aerodynamic Design of Turbomachinery Blades, ASME 2000-GT-523

[6] Nakano, Kodama, Imanari, 1999, Numerical Simulation of Instability Inception and Development in High-speed Multi-stage Axial-flow Compressors, ISABE 99-7228

[7] Kato, Watase, Hattori, 1999, Prediction of high-order-mode blade forced response in a transonic axial compressor, ISABE 99-7031

[8] 賀澤、渡辺、2002、遷音速翼列の振動に対する能動制御の可能性、第 42 回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－9

燃焼器の設計技術の動向と展望

木下康裕　（川崎重工業㈱ ガスタービン開発センター）

1．まえがき

近年における航空エンジンの開発は、省エネルギーの観点から燃焼消費率の改善が環境保全の観点から騒音とミッションの低減が求められ、高温・高圧化や低騒音化、低 NOx 化などが重点的に指向され実施されている。その主構成要素である燃焼器については、小型・高負荷化技術や高性能冷却技術、低 NOx 燃焼技術が重要な開発課題であり、燃料噴射弁の改良やライナ冷却構造の高性能化、ステージング燃焼技術や予混合燃焼技術の開発などが積極的に進められている。このような最先端の技術を有する燃焼器を短期間かつ低コストで開発するためには、設計作業の効率化と結果の信頼性向上が非常に重要なファクターとなるため、最近では従来の設計手法をベースにコンピュータを用いた数値解析技術が有効に利用され始めている。

ここでは、このような新しい燃焼器の設計技術を述べるとともに、最近の航空エンジン燃焼器の開発動向を簡単に紹介する。

2．燃焼器の設計技術

2.1 燃焼器開発のフロー

一般的に、新しい燃焼器を開発する場合、図１に示すようなフローで設計と試験が行なわれる。即ち、燃焼器の作動条件や要求性能を基に基本設計、詳細設計を実施し、その結果から試験用モデル燃焼器を試作し、必要と考えられる各種の試験を実施する。各種試験としては、非燃焼での燃焼器内部の流れや圧力損失計測試験、燃料と空気の混合計測試験、そして燃焼を伴う着火試験、常圧から中圧条件で行うパラメトリック試験やモデルスクリーニング試験さらに高圧で行う最終燃焼器性能確認試験などがあげられる。また、これらの各試験で得られたデータは目標性能と比較され、必要な場合には設計の見直しや改良試作試験が実施されることになる。この一連の作業を実行し開発が成功裏に完了するまでには高額の予算と長い開発期間が必要である。さらに最近では、上に示したように燃焼器に要求される性能や項目が高度かつ多岐にわたるようになり、開発費の一層の高騰と開発期間の増加がエンジンメーカーにとり大きな負担となっている。

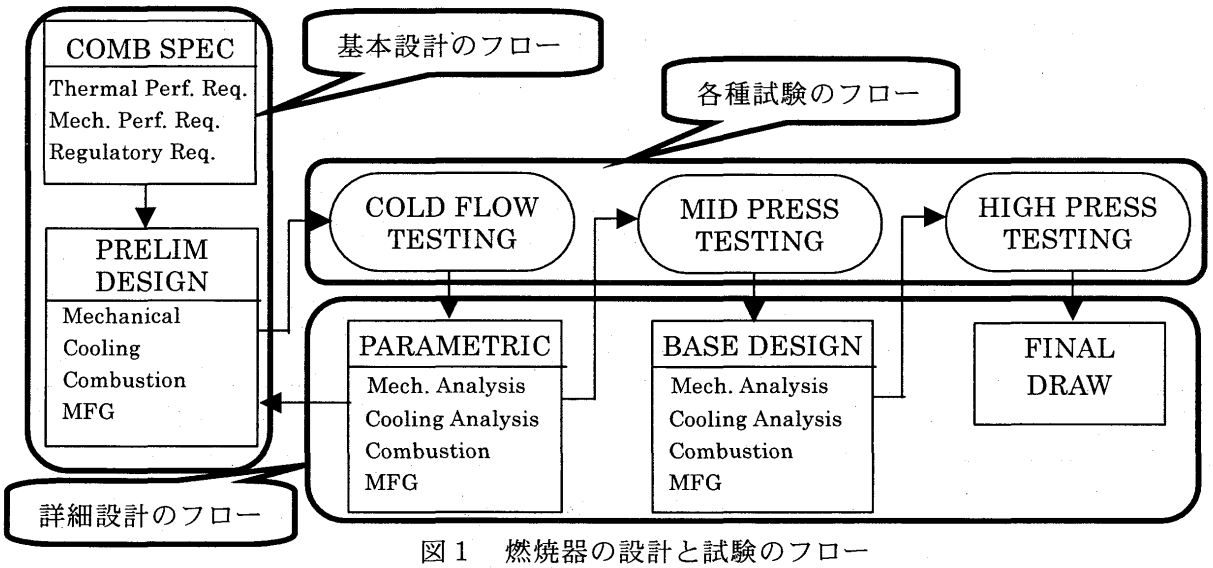


図１　燃焼器の設計と試験のフロー

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集、2002.5、(東京)

Download service for the GTSJ. via 216.73.216.204, 2025/07/05.

2.2 燃焼器の設計技術の動向

エンジンを短期間かつ低コストで開発することが現在注目されており、米国ではNASAを中心としてAffordable manufacturingに関するプログラムが積極的に進められている。燃焼器についても開発費を低減し開発期間の短縮を図るため、燃焼器開発フローの最上流行程であり、最終的な目標性能の達成に大きな影響を及ぼす基本設計を中心として作業の効率化と技術の高度化が重要視されている。その一つの取り組みとして、最近では従来の設計手法をベースにコンピュータを用いた数値解析技術の適用が設計作業のいくつかの段階で有効に利用され始めている。以下に、このような燃焼器の設計技術における最近の新しい動向を中心に紹介する。

燃焼器の基本設計では、燃焼器入口空気温度と圧力、空気流量、燃焼器出口温度などの燃焼器作動条件と燃焼効率、エミッション、出口温度分布、全圧損失率などの性能に関する要求値をインプット条件として、

1) 燃焼器の長さや径などの寸法、各空気孔（一次、二次、希釈）の配置と寸法の決定
2) 燃焼器各部の空気配分の初期決定
3) ディフューザを含む燃焼器内の流れ場と各部の圧力損失の検討
4) 燃料の噴霧特性、燃料と空気の混合特性の検討と燃料ノズルの選定
5) 冷却構造の選定とライナ壁温の予測

などのアウトプットを得ることが主な作業となる。

1)および2)の燃焼器主要寸法と燃焼器各部の空気配分の決定は基本設計の根幹をなすもので、各社が保有する独自の燃焼器基本設計のデータベースを用いて設計される。この基本設計データベースは、各社がこれまでに開発した数多くの設計データ、試験データなどを実験式にまとめられたもので、計算機コードとして整備されている。次の段階では、得られた燃焼器主要寸法、空気配分を基にディフューザを含む燃焼器全体の初期形状の検討が行われる。初期形状としては既存燃焼器の派生型の開発を除くと、数種類の形態案が候補として検討されることが多い。例えば、

・シングルアニュラ燃焼器　or ダブルアニュラ等のステージ燃焼器
・シングルパスディフューザ　or ダブルパスディフューザ　など。

図2は基本設計段階で考案されたESPR LPP燃焼器の一つの形態案である。この燃焼器案では、エンジンの広い作動範囲で安定して効率よく燃焼することを狙って、ダブルアニュラ形状でのアキシャルステージング形態を、ディフューザにもダブルパスのダンプ型を採用している。

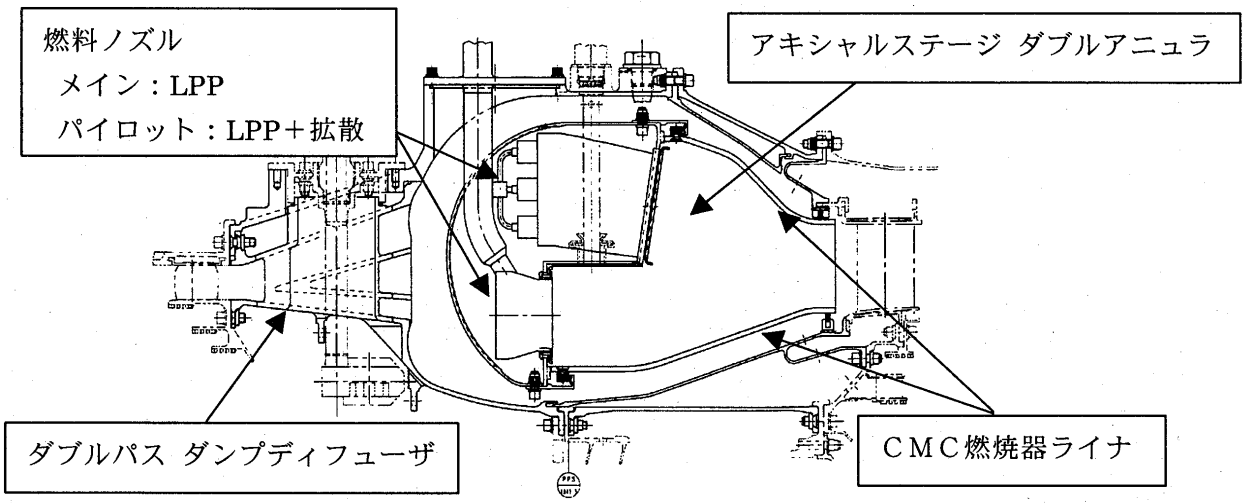
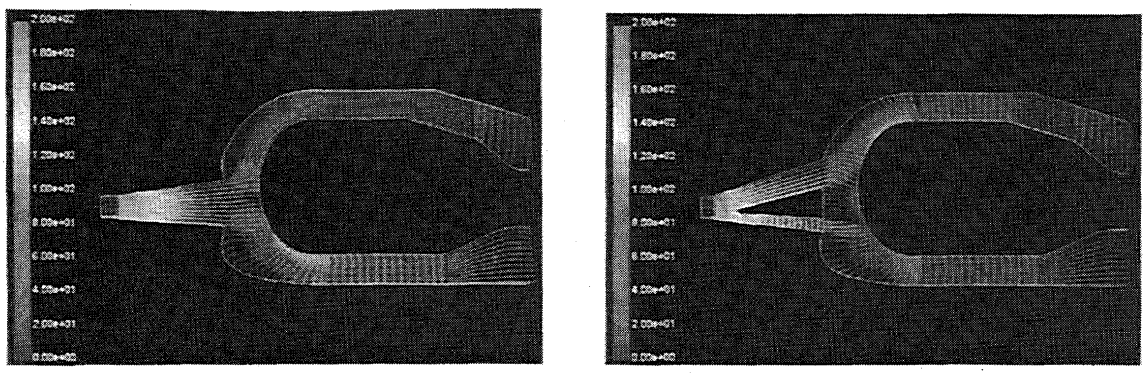


図2　ESPR LPP燃焼器の形態案

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

（ｉ）フローパス設計における流れ解析の利用

次段階では、それぞれの燃焼器候補案について3)の設計項目が実施される。ディフューザを含む燃焼器内部の流れ場の把握は安定燃焼の評価に、また各部の圧力損失はエンジンシステムの目標性能達成に重要であることから、従来はモデル燃焼器を試作して水流試験や非燃焼時の空気流れ計測試験などが実施されてきた。しかし近年、計算機の急速な性能向上、パソコンをベースとした優れた数値解析コードの普及にともなって流れの数値解析とその検証実験が積極的に実施されるようになり、解析結果の信頼性が向上したこともあり、燃焼器ライナやディフューザのフローパスの設計にも利用され始めている。図3はESPR LPP燃焼器のディフューザ内部の空気の流れ場について数値解析を実施した例である。



(a) シングルパス ディフューザ　　(b) ダブルパス ディフューザ

図3 ESPR LPP燃焼器のディフューザ内部の流れ解析結果

この数値解析の結果を並行して実施した非燃焼時のディフューザ空力試験結果と比較した場合、各部の圧力損失を定量的に評価するにはまだ正確性に欠けるが、形状の違いによる流れ場の変化や流れの偏りを検討するのには両者の結果はよく一致していることから、スクリーニング試験としては利用できるものと考えられる。今回の解析結果からは、ダブルアニュラのステージング燃焼器にはダブルパスのディフューザが、メイン、パイロットそれぞれの燃料ノズルに必要な空気量を供給するのに適していることがわかった。

図4はダブルアニュラ ステージング燃焼器内部の流れ解析を行った結果である。メインステージ、パイロットステージともに流れがスムーズで安定燃焼に必要な大きな循環流が形成されていることがわかる。また、LPP燃料ノズルでは逆火の発生が大きな問題となるが、この結果からはメイン、パイロット燃料ノズルともに予混合流路出口から上流に向かうような流れは存在しないことも確認できた。このように数値解析は、設計者に多量のデータを視覚的に与えることができるのも魅力の一つであり、流れ解析は今後益々、燃焼器の設計に利用されていくものと思われる。

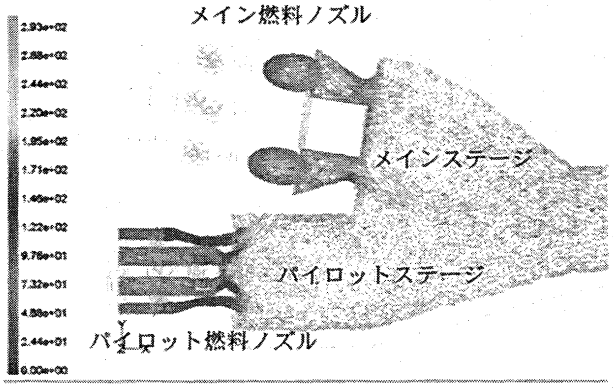


図4 ESPR LPP燃焼器内部の流れ解析結果

（ｉｉ）燃料ノズル設計における混合解析の利用と噴霧計測の実例

燃料ノズルの設計は、燃焼効率、エミッション、燃焼器出口温度分布や着火・吹き消えなどの燃

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

焼器の性能に大きな影響を及ぼすため非常に重要な作業である。亜音速機のエンジンでは、圧力比が高いことからその燃焼器には拡散タイプの燃料ノズルが用いられている。拡散タイプの燃料ノズルでは、燃料流量と噴霧圧力の関係や平均粒径、噴霧角、噴霧の分散などを設計入力条件として、燃料ノズルの個数や形状、噴射口付近の形状や寸法などが決定される。一方、超音速機ではエミッションの低減が必須となることから予混合タイプの燃料ノズルの採用が不可欠であり、その設計においては新たな技術の適用が試みられている。

ESPR LPP 燃焼器のメインとパイロットの燃料ノズルには、短い滞留時間の中で（自己着火が発生しないように 1msec 以下に設定する必要がある）燃料噴霧が完全に蒸発し空気と均一に混合することが求められる。特にメイン燃料ノズルの形態としては、複数の予混合管中で燃料を微粒化し、空気と十分に混合しながら蒸発が完了した後で予混合管から噴出させ、その噴流の衝突旋回で保炎を行うユニークな形態が有力な候補として考えられている。図５にそのマルチチューブ型メイン燃料ノズルを示す。

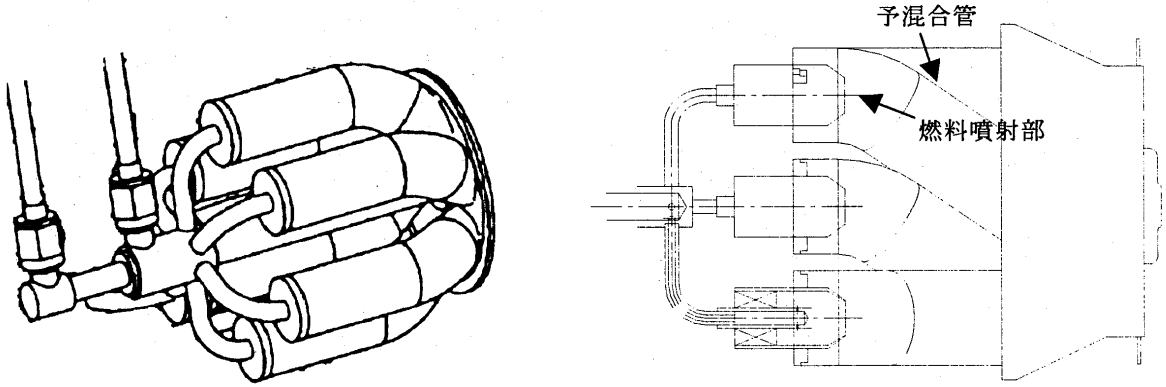
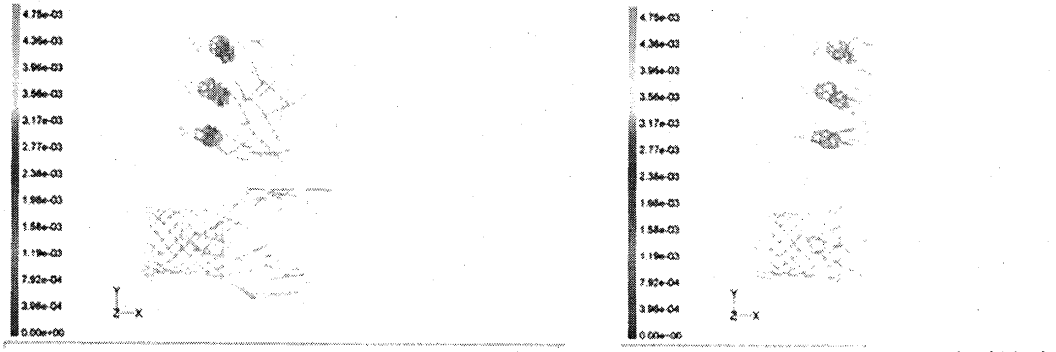


図５　マルチチューブ型メイン燃料ノズル

このメイン燃料ノズルを設計する場合、予混合管内部で燃料噴霧が蒸発を完了するように、また均一な混合気が形成されるように各部の寸法を決定する必要がある。ここでは混合解析とレーザを用いた噴霧の計測装置など最先端の技術が利用されている。

噴霧初期液滴径を 50μｍおよび 30μｍとした時の噴霧液滴の混合と蒸発を解析を行った。メイン燃料ノズルについては液滴径が 30μｍの場合、燃料噴霧は予混合管内部で空気中に広く分散するとともに蒸発が完了し、燃料ノズルの出口において比較的均一な混合気が形成されることがわかった。ただし、液滴径が 50μｍの場合は予混合管内部では蒸発が完了せず、均一な混合気の形成が難しくなることがわかった。一方、パイロット燃料ノズルについては混合蒸発距離が短いため、いずれの粒径の場合も十分に蒸発が完了しないことが判明した。

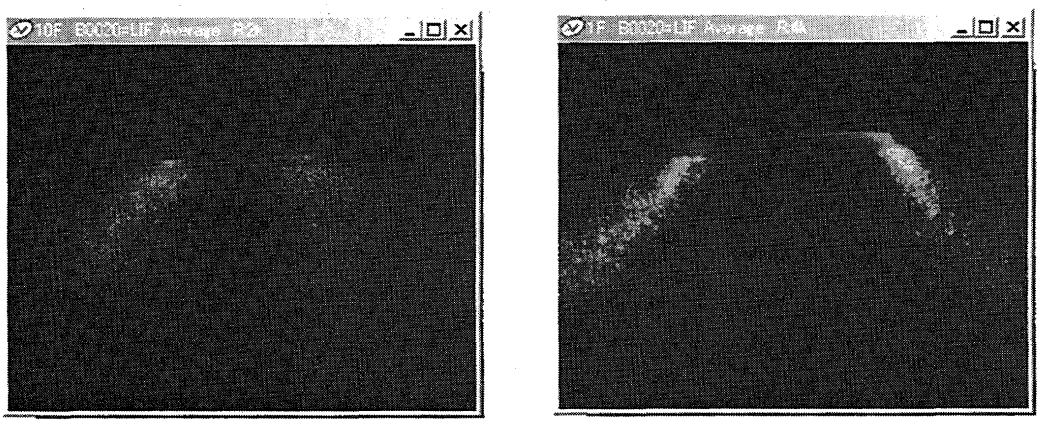


(a) 50 ミクロンの噴霧液滴　　(b) 30 ミクロンの噴霧液滴

図６　ESPR LPP 燃焼器の燃料ノズルの混合解析結果

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

また、設計の検証として燃料ノズルが目標の噴霧特性を有するかどうか正確に評価することも必要である。最近のレーザ計測技術の発達により燃料ノズルの噴霧試験装置は格段に進歩しており、例えばLIFとMie散乱を同時に計測し処理した場合、これまで計測が困難であったLPP燃料ノズル出口における蒸発が完了していない噴霧の濃度と予混合気の濃度が同時に計測することが可能になった。図7はMie散乱だけを取り出したパイロット燃料ノズルの噴霧計測結果で、噴霧角や分散が視覚的によく理解できる。



(a)インナ側拡散ノズルの噴霧　　(b)アウタ側LPPノズルの噴霧

図7　Mie散乱によるパイロット燃料ノズルの噴霧試験結果

燃料の微粒化については機構そのものが完全に解明されておらず、数値解析に必要なモデル化が不十分であることから、設計に利用できるような段階にはない。そこで、解析が使用できない情報については、ここに示したような計測を実施することで設計の高度化につなげている。

以上、燃焼器の性能設計について従来の設計手法（当然、現在も設計の根幹をなす）を効率化、高度化する目的で利用され始めているCFDによる数値解析の適用例を紹介したが、今後、この方向はさらに加速されるものと思われる。また、燃焼器出口温度分布やエミッションといった燃焼器の中でも重要な性能を設計の段階で精度よく予測するには、数値解析の中でも燃焼解析の一層の発展が求められる。

3．燃焼器の開発動向

ここでは、航空エンジンを取り巻くエミッションの規制の動向と低NOx燃焼器の開発動向について簡単に紹介する。

3.1 エミッション規制の動向

航空機の排ガスについては、ICAO（国際民間航空機構）が1981年に始めて国際基準と実行勧告を行ったあと、空港周辺を中心とした大気汚染が深刻化するにつれて規制強化を求める声が強くなり、ICAOでは排出基準の見直しを行って亜音速機の排出するNOxを20%削減する強化案を採択し1996年規制として実行した。現在、さらにそれを16%厳しくするNOx規制強化基準の適用が採択され、2004年規制として発行される予定である。

3.2 低NOx燃焼器の開発動向

ジェネラルエレクトリック（GE）社は、最新の大型エンジンGE90の燃焼器に形状の複雑なデュアルアニュラ燃焼器（DAC）を採用している（図8）。これは、常に火炎を安定保持するパイロ

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

ットステージと希薄燃焼で NOx の排出を低減するメインステージに機能を分離させるもので、1970 年代に NASA（米国航空宇宙局）との共同研究で開発した技術を発展させ実用化したものである。また、この燃焼器には冷却効率の高いアングルドエフュージョンと呼ばれる冷却システムが利用されている。GE 社は仏国 SNECMA 社と共同開発した CFM56-5B でも DAC を採用しているが、DAC には構造や燃料制御が複雑なうえコスト高という短所がある。一方、GE 社は従来のシングルアニュラ燃焼器（SAC）についても、NOx の排出を ICAO 1996 規制値の 50％に低減する新しい低 NOx 化の技術として TAPS(Twin Annular Pre-Mixed Swirler)と呼ばれる燃焼技術を開発中である。

ロールスロイス（RR）社においても、最新の大型エンジンである Trent シリーズで、これまで主力であった RB211 の SAC をもとにその一次燃焼領域の混合を促進し、燃焼器の短縮化を図ることで、広い安定燃焼範囲を確保しつつ ICAO 1996 規制を十分にクリアする低 NOx 燃焼器を開発しサービスに供している（図 9）。

プラットアンドホイットニー（P&W）社は、V2500 の低 NOx 燃焼器としてパイロットステージとメインステージを軸方向にずらしたアキシャルステージの DAC の開発を行ったが、この燃焼器は実機に搭載されていない。現在、SAC の改良による TRON とよばれる新しい低 NOx 燃焼器を開発し、主力である PW4000 エンジンに搭載され始めている（図 10）。

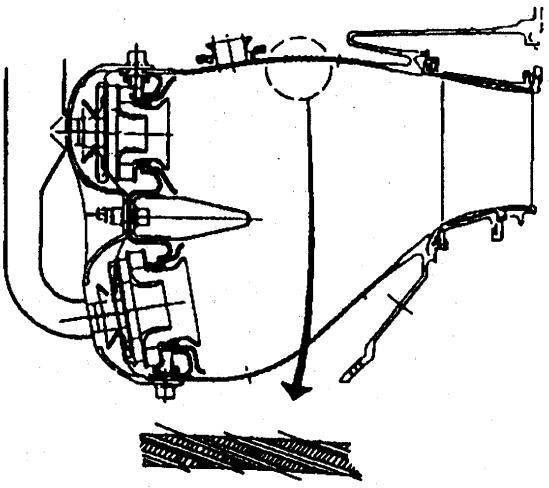


図 8　GE90 ダブルアニュラ燃焼器

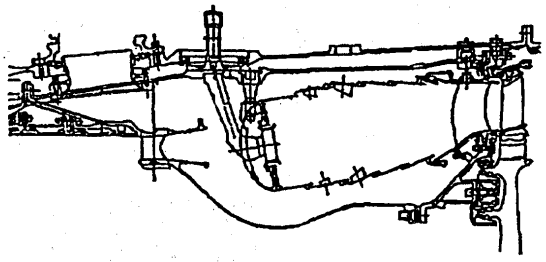


図 9　RR　Trent 燃焼器

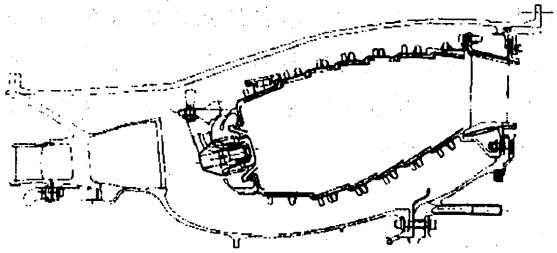


図 10　P&W　Taron 燃焼器

4．おわりに

本稿では、燃焼器の設計に関して注目されている新しい技術を紹介するとともに、最近の航空エンジン燃焼器の開発動向を簡単に述べた。将来も、エンジンサイクルは高温・高圧化する一方でエミッションの規制は強化される方向にあり、低 NOx 燃焼器の開発は積極的に進められる。この開発の中で設計の重要性は益々強くなるものと考えられ、今回紹介したような新しい技術がさらに発展し一層の適用が望まれる。

ここで紹介したESPR LPP燃焼器は、経済産業省の「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発（ESPRプロジェクト）」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構（ＮＥＤＯ）が実施しているものである。ここに関係各位に深く感謝致します。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

C－10

タービンの設計技術の動向と展望

＊伊藤栄作（三菱重工業）

（1） はじめに

ガスタービン開発では常に高性能化・高信頼性化が要求されるが、タービンはそのキーコンポーネントのひとつである。ガスタービンは開発のペースが早いため、設計技術の開発も平行して進められる。CFD（Computational Fluid Dynamics）やFEM（Finite Element Method）などに代表される設計解析ツールの高度化に伴い、タービン設計技術も急速に進みつつある。タービン翼設計に必要な各要素技術の関連を図1に、タービン翼の設計手順の概要を図2に示す。

（2） 空力設計技術

ガスタービンの空力技術の進歩は、CFDの発展によるところが大きい。図3にタービン設計とCFD技術の発展との関係を示す。1970年代に、流線曲率法等により半径方向の流出角分布を制御,最適化するするコントロールボルテクスがタービンの空力性能を向上させた。1980年代には3次元非粘性解析により3次元設計が可能となった。これは翼型の3次元効果による作動流体への体積力を利用して流れの制御を行う設計手法である。主に非粘性的なパッセージボルテクスを低減することが目的であった。これによりタービン効率が従来比0.5%～1.0%程度向上したと報告されている。1990年代に入ると、粘性流解析が実設計に用いられ、翼列の圧力損失(すなわちエントロピー生成)を定量的に評価し、最小化する手法が導入された。

1990年後半には、多段の3次元CFD解析が実設計に適用され、多段条件での空力設計の最適化が可能となった。解析格子の一例を図4に示す。この場合、冷却空気やシール空気のガスパスへの混入、チップクリアランスにおけるリーケージ流れの影響を無視することができない。冷却空気流量は主流ガスの約20%に達し、各翼を通過する流量に大きな影響を及ぼすため、各段の反動度・圧力比、半径方向の流入角・流入速度など多段のマッチングの正確な予測に不可欠なためである。図5に冷却空気、シール空気のタービン空力への影響を模式的に示す。同様に図6にチップクリアランスの影響を示す。非定常解析技術も開発され、動静翼間の翼列干渉を考慮していわゆる非定常損失の最小化設計も検討されている。図7に非定常解析の一例を示す。今後、多段非定常解析も設計ルーチンの中で繰り返し使用すべく研究開発が行われている。

以上のようなCFDの進歩に伴い3次元空力設計技術も変わってきた。前述のように翼面圧力分布を最適化し非粘性的な2次流れを最小化する手法から損失そのものを多段流れ解析によって最小化する定量的な手法へ移行している。これに伴う3次元設計翼形状の変遷を図8に示す。

（3） 冷却設計技術

発電用ガスタービンを例に取ると、図9に示すように、1150℃級のD型、1350℃級のF型、1500℃級のG型と年々高温化が進んでいる。これと平行して冷却設計技術の高度化が行われてきた。冷却設計技術については、境界条件の予測と熱伝達率の予測に分けて考える必要がある。境界条件については、多段3次元CFDによる2次流れやボルテクスの効果を含めた翼外面のガス温度・流

創立30周年記念ガスタービン講演会
講演論文集，2002.5，（東京）
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

速を使用することにより、細部のホットスポットを残さないような設計が可能となっている。内部冷却通路についても非構造格子を用いた CFD が流れ場の予測に適用されている。今後は、冷却設計技術についても空力設計技術同様、非定常解析を翼内外面の境界条件の詳細な予測に適用するようになるであろう。

一方、実機のタービン翼の複雑な流れ場における熱伝達率は、CFD でも精度の良い予測は困難であり、これまで蓄積してきた実験的な伝熱データとの併用により設計が行われている。主流および境界層内の乱れ、境界層遷移、表面粗度などの取り扱いの難しい課題があり、CFD による熱伝達率の詳細評価は短期間では無理であろう。従って、熱伝達率については、暫くは現状の設計手法が踏襲されると思われる。

また、サイクル性能向上のため、冷却空気流量の低減も重要である。現状の高温ガスタービンでは冷却空気量として吸気流量の２０%程度が使用されているが、タービン入口温度が上昇にもかかわらず冷却空気流量を極力増やさないよう細心の注意が払われる。さらに冷却空気を低減するためには、局所的な過剰冷却を無くし、極力均一なメタル温度を目指した設計が志向される。

また、従来の空気冷却方式以外の冷却方式も実用化されつつある。三菱重工業では、ガスタービン動静翼の冷却媒体として、ボトミングサイクルの蒸気を使用する、いわゆる蒸気冷却ガスタービンＭ５０１Ｈの開発に成功した。エンジンの鳥瞰図を図１０に示す。この場合、冷却に必要な空気流量は従来ガスタービンに比べほぼ半減することができる。図１１は、Ｍ５０１Ｈガスタービンのコンバインド運転時の蒸気冷却動翼のメタル温度の予測値とテレメータ計測値との比較である。これにより現状の設計技術が空気以外の冷却媒体に対しても高い予測精度を有することを確認した。

（４） 翼振動設計技術

現在は 3 次元 FEM により複雑な内部冷却構造を有するタービン翼でも固有振動数の予測を精度良く行うことが可能となっている。従って、翼振動設計における精度は、翼にかかる流体励振力・構造減衰力の予測精度にかかっていると言ってよい。流体励振力については、前述の非定常 CFD コードにより最も大きな励振力を与える上流翼のウエイク、下流からのポテンシャル干渉などの影響を比較的精度良く解析することができるようになった。減衰についても実験的に求める場合も多いが、解析技術も十分実用化されている。実設計では、振動応力(振動応答)を評価するため、非定常 CFD と FEM 応答解析を組合せた解析が行われる。図１２は非定常ＣＦＤによるタービン第１段動翼の翼面圧力変動の予測値、図１３はその圧力変動を境界条件として解析した振動応答解析結果の一例である。このような複数の技術分野にまたがる設計解析技術が今後も増えていくであろう。

（５） クリアランスコントロール

航空用ガスタービンでは急速起動時のクリアランスのピンチポイント回避のために、アクティブクリアランスコントロール（ACC）が採用されている。発電用ガスタービンでは主に回転系と静止系の熱容量を合わせるパッシブクリアランスコントロールが主に適用されているが、プラントの蒸気を用いることによりタービン翼環の温度をコントロールする ACC 的な手法も実用化されつつある。車室・ロータディスクのメタル温度予測には、CFD と FEM を連成させた解析が可能となっており今後は使用頻度が増えていくと思われる。

（６） 設計手法の検証

タービン設計に適用される解析技術は 3 次元非定常 CFD、3 次元 FEM によるトランジェント

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

状態の解析など、より実機の作動条件に近いものになってきている。しかし、実機の作動状態はさらに複雑であり、例えば流体技術や冷却伝熱技術の観点では、燃焼ガスの乱れや（乱れの長さスケールは大小様々)や表面粗度(場所や、運用状態によって異なる)の影響や境界層遷移の問題は、現状の解析技術では正確に評価することは困難である。また、振動技術の点では減衰力の評価には常に摺動部の微細な状態が影響し、ばらつきが避けられない。

従って、解析技術の開発と並行して、要素技術の基礎的なモデルによる検証、実機の作動状態(特に 3 次元効果・回転効果)を模擬した要素試験、さらには実機計測による最終確認が不可欠である。実機の作動条件を模擬した要素試験として大型低速回転試験装置 **LSRT(Low Speed Research Turbine)**がある。これは大型・低速・回転試験と言う 3 つの特徴を持ち、3 次元効果且つ回転効果(翼列干渉効果)を詳細に計測可能であり、複雑且つ高度な設計解析技術の開発に活用されている。図１４に試験装置と供試体を示す。特に空力、冷却伝熱技術の開発に利用されている。同様に流体の圧縮性が問題となる高マッハ数領域(遷音速、超音速)技術の検証には、高速の回転試験装置を使用する。この場合、大流量の空気源が必要且つ計測の困難さが増す。

また、ガスタービンは多くの技術分野にまたがる複雑な機械であるため、それぞれの分野単独での設計解析では不十分であり、現象そのものも複雑である。したがって、実機の運用実績の蓄積と設計技術の検証が重要である。

（７） ロバスト設計

高温ガスタービンでは冷却翼の内外面での熱流束が大きいため、ＴＢＣ**(Thermal barrier coating)**がメタル温度低減に果たす役割は大きい。僅か 10 分の数ｍｍのコーティング厚みでメタル外表面の温度を数十度から百度以上低減することが可能である。逆にいえば、僅かなコーティング厚のばらつきが大きなメタル温度の予測誤差につながることを意味する。ガスタービンでは、部品点数が多く、タービン部でもシール板の寸法などは、洩れ空気量に直接影響するため、特別な注意が必要である。このような製造時のばらつきを考慮し、その主要な設計パラメタへの影響を小さくする、いわゆるロバスト設計の手法はガスタービンにも有効であり、今後適用範囲が広がっていくと思われる。

（８） コンカレント設計

タービン翼の殆どは精密鋳造翼であり、他の部品に比べ長い開発期間が必要とされるため、設計時に製造過程まで考慮するいわゆるコンカレント設計が有効である。３Ｄ－ＣＡＤデータは解析格子への利用のみならず、設計と平行して製作の事前検討やモックアップ作成を行うことに活用される。鋳造のみならず、機械加工等への適用も広がりつつある。

（９） まとめ

ガスタービンのキーコンポーネントであるタービンは、ますます高温化・高性能化が進み、必要とされる設計技術のレベルも年々高度なものとなっている。また、空力、冷却、振動、構造、材料など様々な技術分野にまたがっているのもガスタービンの特徴である。特にＣＦＤやＦＥＭに代表される解析技術の発展はめざましいものがあり、複数の技術分野を視野に入れた解析も多用されている。これらの解析技術により、より実機に近い複雑な現象を予測できるようになってきた。今後もますますその精度向上が必要とされている。また、検証のための実験装置や計測技術の重要性も増している。同様に、実機の運用実績の蓄積も設計技術の検証のために不可欠である。

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

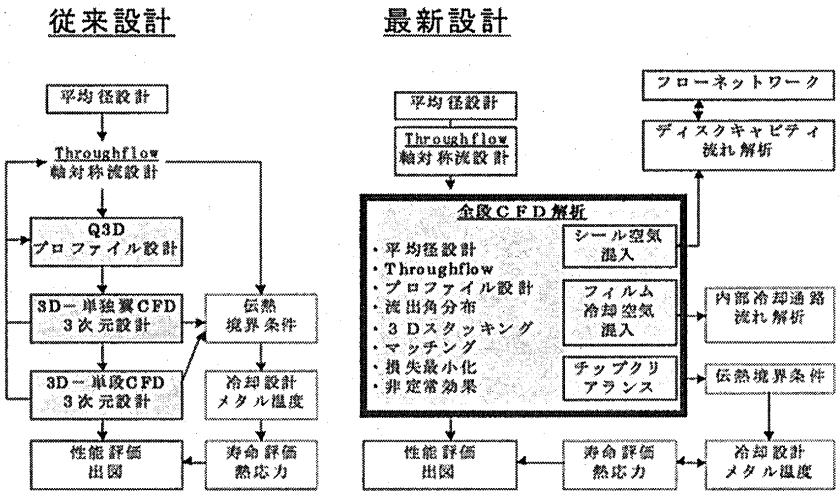


図１　タービン翼設計と各要素技術の関係

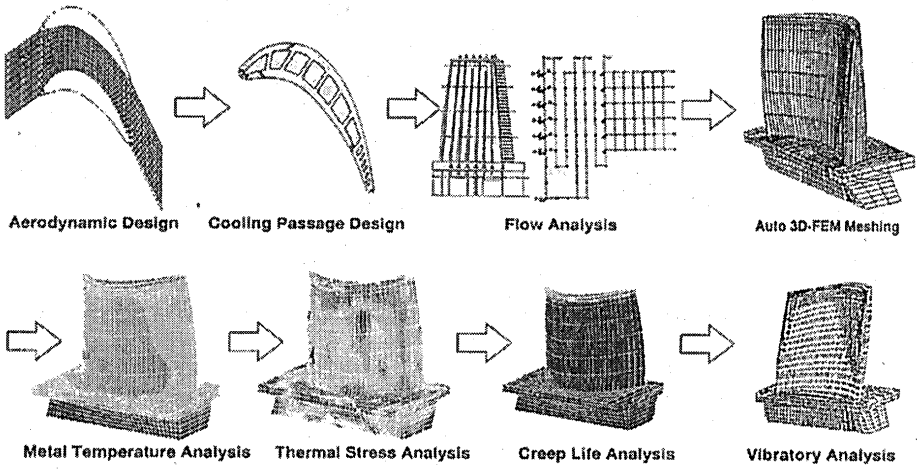


図２　タービン翼設計手順の概要

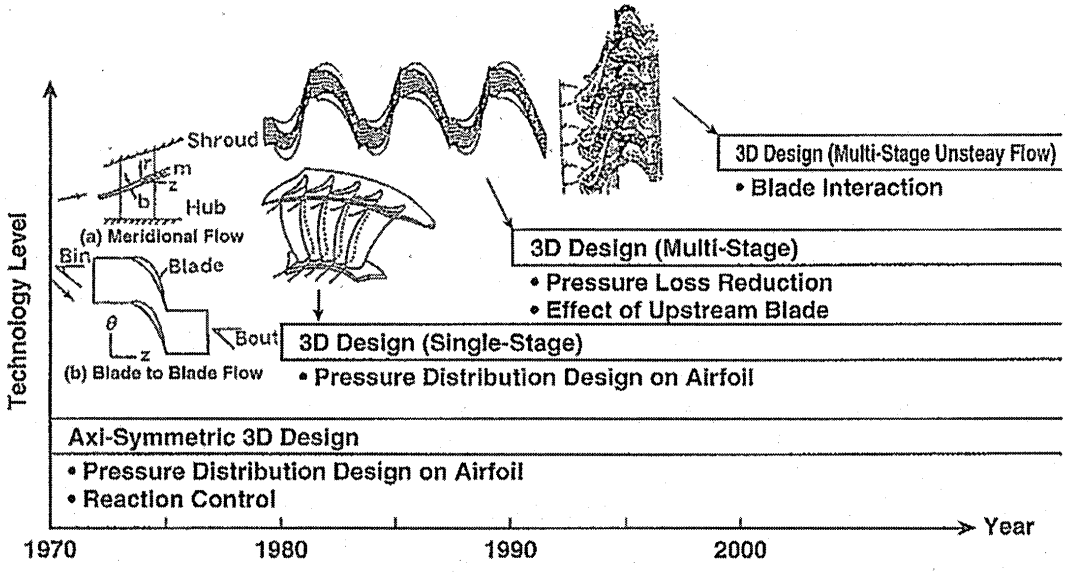


図３　タービン設計とＣＦＤ技術との関連

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

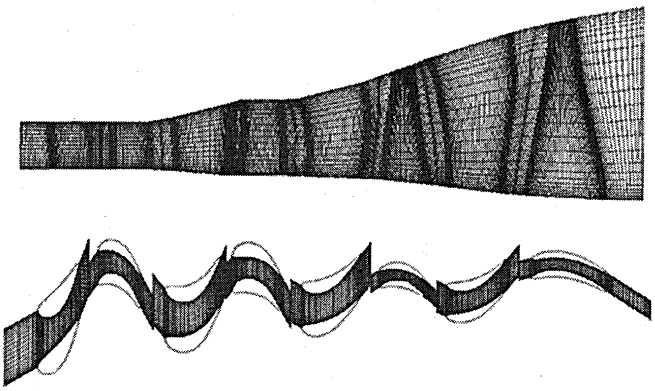


図４　多段３次元ＣＦＤ解析格子

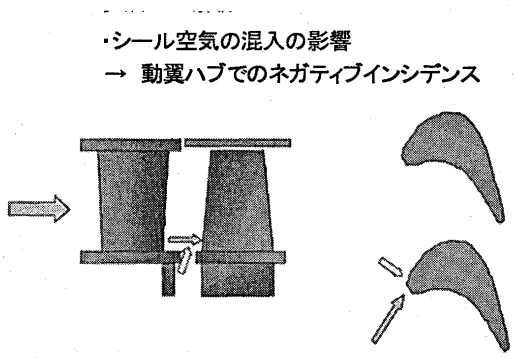


図５　冷却空気、シール空気の下流翼列への影響

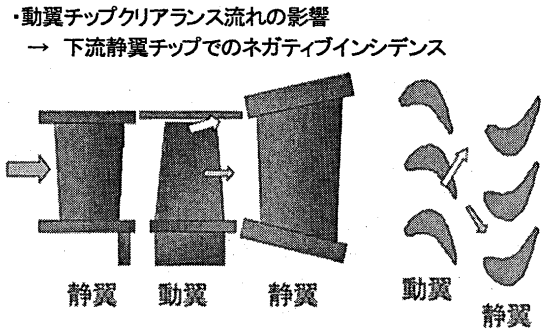


図６　チップクリアランス流れの影響

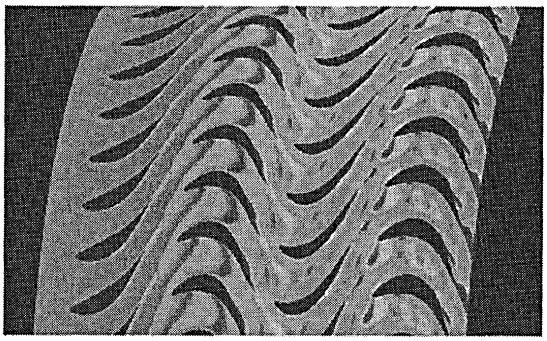


図７　非定常ＣＦＤ解析

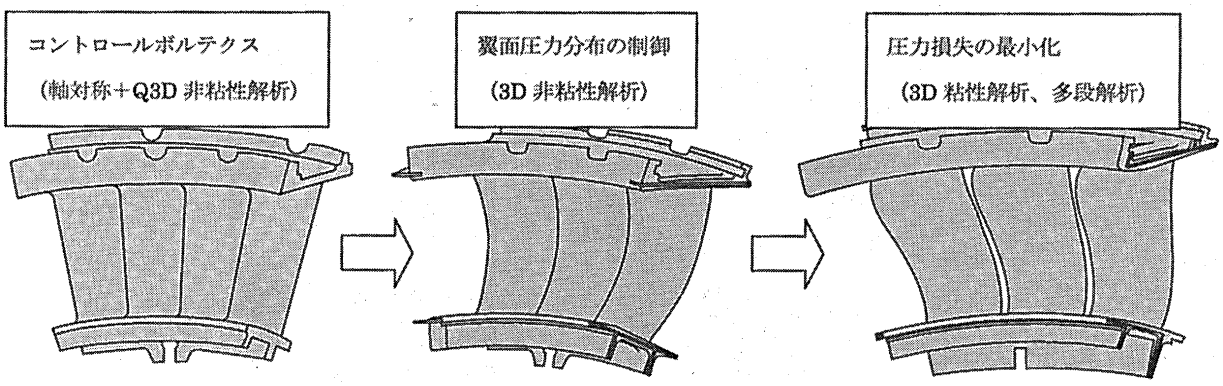


図８　３次元設計手法と翼形状の変遷

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

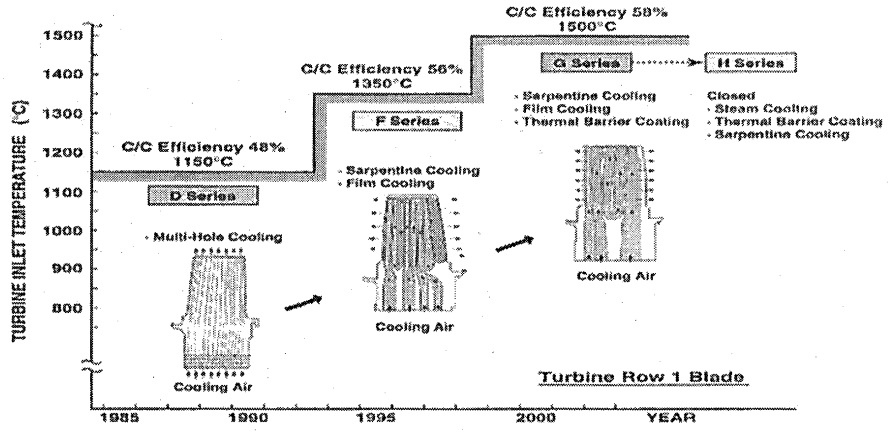


図９　ガスタービンの高温化の変遷

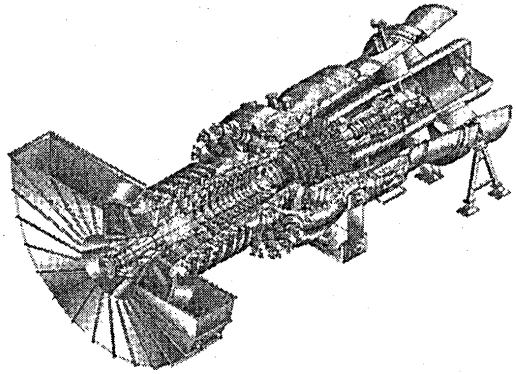


図１０　蒸気冷却ガスタービンＭ５０１Ｈ

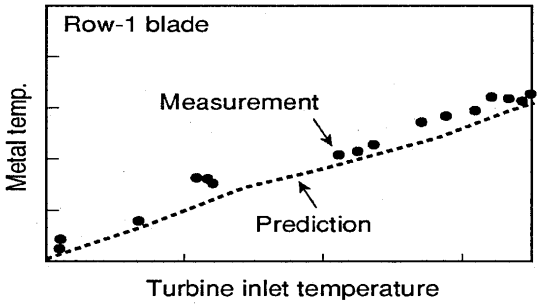


図１１　蒸気冷却 動翼のメタル温度の比較

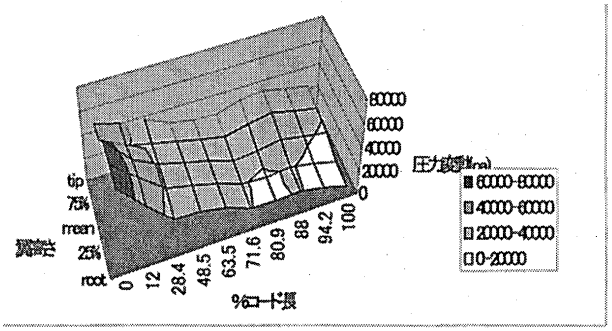


図１２　非定常ＣＦＤ解析による動翼の翼面圧力変動

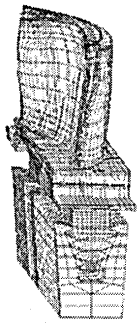


図１３　振動応答解析結果

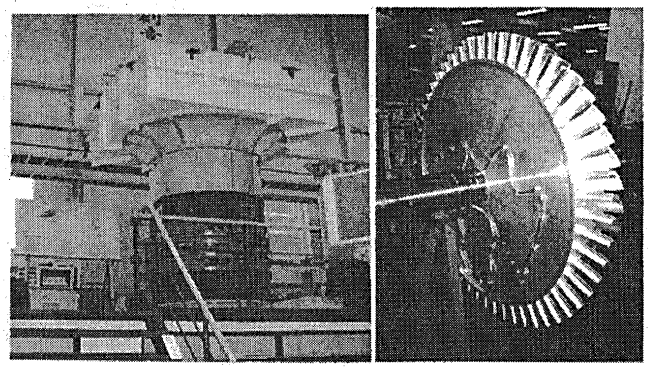


図１４　大型低速回転試験装置(LSRT)と供試体

Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.

編集・発行　©　(社)日本ガスタービン学会 250　2002.5
Download service for the GTSJ via 216.73.216.204, 2025/07/05.