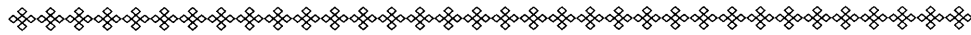


訃報

名誉会員 Heinz E. Gallus 君

平成15年10月31日72歳にて逝去されました。同君は本学会の発展に多大な尽力をされ、平成12年には名誉会員になりました。また、我が国のガスタービン工業の発展のためにも大いに貢献されました。ここに謹んで哀悼の意を表します。

略歴	1956年	アーヘン工科大学機械工学部卒業
	1957年	同 研究助手
	1963年	同 主任技師
	1969年	博士号取得
	1970年	アーヘン工科大学機械工学部助教授
	1982年	アーヘン工科大学機械工学部教授 ジェット推進・ターボ機械研究所長 アーヘン工科大学名誉教授 (Prof.em.Dr.-Ing.Dr.h.c. (PL))



亡き Gallus 教授を偲んで

有賀 一郎
(慶應義塾大学 名誉教授)

H.G.Gallus 教授の訃報がもたらされたのが、偶然にも昨年11月初旬の第8回国際ガスタービン会議の開催中でありました。実際に亡くなったのは10月31日とのことです。私どもに報されたのが、同会議の最中であったことに何か因縁を感じさせるものがあります。というのも過去に開かれたこの会議に何度も参加され、ご自身で発表もされたし、ある時はV D I (ドイツ工学会) の代表として参加されたこともありました。そして今回も出席はされませんでした。学会の International Advisory Committee の一員として会議開催に協力していただいていたからです。近年体調をくずされ、特にここ7、8年はなかなか復調しない状態が続いていたことは、私どもいっとても気掛かりでありました。それでも1995年の第6回の横浜大会にはこのような体調にも拘わらず出席され、特別講演で最近のターボ機械内流れの研究動向について熱心に話されました。その際、足をひきずり杖

をついて演壇に登られた姿が極めて印象的でありました。

このときはとうとう東京で入院され、お嬢さんがドイツから駆け付け、付き添って帰国されたのですが私どもにとっても大変ショックを受けました。しかし、こういうことから Gallus さんがこの会議、ひいては日本の友人に無理をしても協力したいという心情のあらわれでないかと思います。

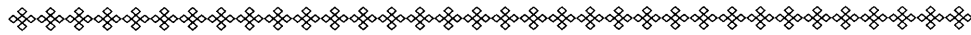
私事で恐縮ですが、Gallus さんと初めて顔を合わせたのは、1967年私がアーヘン工大の Institut Für Strahlantrieb und Turboarbeitsmaschinen (ジェット推進・ターボ機械研究所) に研究留学をした時でありました。その時は Institut の Direktor は Dettmering 教授で Gallus さんは Oberingenieur (主任技師) でありました。初対面の時、早速自分の研究室に案内して、当時取り組んでいた回転中のタービンディスクの歪みを光学的に調べたテーマの説明をしてくれたのを覚えておりま

訃報

名誉会員 Heinz E. Gallus 君

平成15年10月31日72歳にて逝去されました。同君は本学会の発展に多大な尽力をされ、平成12年には名誉会員になりました。また、我が国のガスタービン工業の発展のためにも大いに貢献されました。ここに謹んで哀悼の意を表します。

略歴	1956年	アーヘン工科大学機械工学部卒業
	1957年	同 研究助手
	1963年	同 主任技師
	1969年	博士号取得
	1970年	アーヘン工科大学機械工学部助教授
	1982年	アーヘン工科大学機械工学部教授 ジェット推進・ターボ機械研究所長 アーヘン工科大学名誉教授 (Prof.em.Dr.-Ing.Dr.h.c. (PL))



亡き Gallus 教授を偲んで

有賀 一郎
(慶應義塾大学 名誉教授)

H.G.Gallus 教授の訃報がもたらされたのが、偶然にも昨年11月初旬の第8回国際ガスタービン会議の開催中でありました。実際に亡くなったのは10月31日とのことです。私どもに報されたのが、同会議の最中であったことに何か因縁を感じさせるものがあります。というのも過去に開かれたこの会議に何度も参加され、ご自身で発表もされたし、ある時はV D I (ドイツ工学会) の代表として参加されたこともありました。そして今回も出席はされませんでした。学会の International Advisory Committee の一員として会議開催に協力していただいていたからです。近年体調をくずされ、特にここ7、8年はなかなか復調しない状態が続いていたことは、私どもいっとても気掛かりでありました。それでも1995年の第6回の横浜大会にはこのような体調にも拘わらず出席され、特別講演で最近のターボ機械内流れの研究動向について熱心に話されました。その際、足をひきずり杖

をついて演壇に登られた姿が極めて印象的でありました。

このときはとうとう東京で入院され、お嬢さんがドイツから駆け付け、付き添って帰国されたのですが私どもにとっても大変ショックを受けました。しかし、こういうことから Gallus さんがこの会議、ひいては日本の友人に無理をしても協力したいという心情のあらわれでないかと思います。

私事で恐縮ですが、Gallus さんと初めて顔を合わせたのは、1967年私がアーヘン工大の Institut Für Strahlantrieb und Turboarbeitsmaschinen (ジェット推進・ターボ機械研究所) に研究留学をした時でありました。その時は Institut の Direktor は Dettmering 教授で Gallus さんは Oberingenieur (主任技師) でありました。初対面の時、早速自分の研究室に案内して、当時取り組んでいた回転中のタービンディスクの歪みを光学的に調べたテーマの説明をしてくれたのを覚えておりま

す。アーヘン滞在中はお互いに親しく交流を重ね、家内ともども Gallus さんご夫妻とお付き合いさせていただきました。ある夜、自宅に案内され、2段ベッドで睡眠中の当時まだ幼い子供さんの寝顔を指差した時の Gallus さんの笑顔を今でも忘れません。

その後、1969年の博士の学位を取得され、1982年には Dettmering 教授の後継者となり、教授として、Institut の Direktor に就任されました。この折、アーヘン工大の審査委員会（正確には覚えていませんが）から Gallus さんの研究活動の国際評価につき、田中英穂先生と私に問い合わせがありました。当時すでに軸流圧縮機を中心とした数多くの成果を発表し、活発な活動をされていたのを知っておりましたので、ためらわずにその旨返事を出したことを覚えております。

その後の Gallus 教授のターボ機械に関する研究の数々の成果は多くの方が御存知の通りであります。私も同教授の研究所を何度か訪問し、見学しましたが、日本の大学では考えられない位、大規模な実験装置を整備し続け、軸流のみならず遠心ターボ機械に対しても、実験、数値解析と意欲的に研究を進展させ、その努力とパワーに改めて敬意を表しておりました。

Gallus さんの Institut に世話になった日本の研究者は随分多いのではないかと思います。いずれもその気さくな人柄に親しみを感じられているとみえ、帰国後も研究上の情報交換ばかりでなく個人的に交友関係を続けておられる方も多くと存じております。私も Gallus さんが来日された折にはお奥様ともども自宅にお招きし、掘りごたつで酒を酌み交わした懐かしい思い出があります。また、アーヘンを訪れた時には、Gallus さんのお宅にうかがい、地下のバーでお手持ちの日本酒を取り出し、一緒に乾杯したことを思い出します。

Gallus さんは愛する奥様に先立たれましたが、かつて早大の吉岡英輔先生と同氏の案内でアーヘン近郊の墓地にお参りさせていただいたことがありました。墓石には奥様の名前と並べて Gallus さんの名前が朱色の文字（生前の場合）で刻まれており、ご自身を将来はそこに葬られると話されておりました。そして今はその墓地でお奥様の傍らで安らかな眠りにつかれているものと信じます。

改めて H.G.Gallus 教授のご冥福を心からお祈りする次第です。

小特集：燃焼器

総論：燃焼器技術変遷と動向

田丸 卓*¹

TAMARU Takashi

キーワード：ガスタービン，燃焼器，排出，窒素酸化物，動向

1. はじめに

航空用および産業用ガスタービン燃焼器について歴史的発展と現在の状況および今後の方向を著者の勝手な私見を含めて記述してみる。

1940年代に急速な発達を遂げたジェットエンジンは、最初軍用機のエンジンとして用いられ、その設計にはしばらく機械的性能が重視されていた。圧縮機やタービンはそれまでもターボチャージャーなどの機械に用いられ、設計に関してある程度の理論的流体力学的知見が蓄積されていた。しかし燃焼器設計は液体燃料を高速気流中で、高負荷で連続燃焼させるという新たな技術の確立が必要であった。特に成層圏での吹消え、再着火などに対処する燃焼技術、温度分布調整のための噴流混合などの技術が要求された。

1950年代の後半に至り、排煙低減要求が強まった。これは軍用機でミサイル (Missile) の標的とされる、あるいは民間機で滑走路でのパイロット視界が劣化する、などの理由に基づくものであった。

その後、1960年代末に超音速機の開発に伴い成層圏オゾン層の破壊が懸念され、窒素酸化物の排出低減が要求された。実際には成層圏オゾン層に影響を与えるほどの数の超音速機が運航されることはなかった。また進行しつつあった成層圏オゾン層破壊の元凶はフロン(CFC; Chlorofluorocarbon)であることが解明され、その規制へと動いていった。その研究の中で成層圏大気中の窒素酸化物がフロンによるオゾン破壊連鎖を停止する重要な物質であることがわかったのは皮肉でもある。

1970年代の初めより米国環境保護局 (EPA; Environmental Protection Agency) や国連の一機関である国際民間航空機構 (ICAO; International Civil Aviation Organization) の航空機排出規制の動きがあり、各エンジンメーカーや研究機関は排出抑制技術に力を入れることとなった。ここでの排出 (emission) とは騒音と大気汚染物質の両者を指す。また、1970年代中ごろの石油ショックに伴う石油製品の高騰により燃費の低減が求められ、エンジンの高バイパス化による推進効率の向上、高効率化による燃費の低減などの技術改良が進められた。

原稿受付 2003年11月27日

* 1 (財)電力中央研究所 エネルギー機械部
〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

一方、1960年代中ごろからわが国でも産業用ガスタービンの研究開発が活発になってきた。著者も航空宇宙技術研究所 (現、宇宙航空研究開発機構) において、企業による自動車用、非常用および常用の発電用ガスタービンの燃焼器開発などに協力した。

それらの経験も含め以降、燃焼器技術の変遷の概略を記述する。

2. 燃焼器設計技術の変遷

2.1 性能向上

1960年代もしくはそれ以前のガスタービン燃焼器の開発に関する主要課題は、主として設計法の確立と性能の向上で、以下のようなものであった。

保炎 初期のガスタービン燃焼器は所要の性能を確保することが最重要課題であった。すなわち、燃焼器の第一の目的である安定で高効率な燃焼による確実な温度上昇を行う燃焼器の設計法確立が必要であった。圧縮機から流入する風速100m/s前後の気流に対して、数10cm/sからたかだか数 m/s の燃焼速度の火炎を安定に保持する保炎器の設計技術が重要であった。ひとつの方式としてスワラ (空気旋回器, Air swirler) と後述の圧力噴射弁の組み合わせが多く研究され、比較的広い作動範囲のガスタービンで満足できる燃焼器設計が可能となった。

他の方式としてある程度の成功と実績を収めたものとしては“蒸発管”方式がある。これは初め“Walking stick”タイプとも呼ばれ、燃焼室内に設けた「7」または「T」字形の逆流管に燃料を供給して燃料/空気の予混合気を形成させる方式である。この方式は英仏系エンジンによく採用された。良く知られているエンジン例としてConcordeのOlympus 593, HarrierのPegasusなどがある。わが国では戦後最初に製作実用化したJ-3エンジンでもこの方式を採用したが、当時は高温の“蒸発”管内で燃料が気流微粒化・予混合されるその本質的な機能はよく把握できていなかったようである。

燃料微粒化 燃焼器の一次燃焼領域、すなわち保炎領域で確実な保炎を行う上で、供給された液体燃料を適度に微粒化し燃焼領域に分散させることが必要である。保炎器としてスワラを使った燃焼器では、着火し温度上昇を行うプライマリと、更なる温度上昇と所要負荷を確保するメインとの二重渦室を備えたデュアルオリフィ

ス圧力噴射弁 (dual orifice pressure nozzle) が最適であることがわかりその技術が確立した。しかしなお、保炎器の流れ特性と圧力噴射弁噴霧とのマッチングは、あらゆる作動条件での燃焼安定性、高負荷、良好な出口温度分布などを確保する上で困難であり、燃焼器開発に多大な実験的試行錯誤が必要であった。

吹き消え ジェットエンジンの場合、高空での火災の吹き消えや再着火不良があってはならない。特に再着火の場合、気温 -40°C 以下、圧力 0.02MPa レベルの成層圏雰囲気中の気流中で着火させなければならない。このような条件に対する燃焼可能範囲については1953年にLongwellら⁽¹⁾が半実験的に求めたパラメータ「空気負荷率」が燃焼器開発で一次燃焼領域設計のひとつの基準となった。空気負荷率は次式で定義され、その限界は当量比および混合気温度の関数である。

$$\Omega = \frac{m_a}{VP^n}$$

ここで m_a は体積 V の空間に送り込む空気流量である。この圧力 P のべき乗数 n についてはLongwellらは1.8としたがその後も国際学会Combustion Symposiumなどで長く議論された。結局混合状態に依存して理想的状态の2から1.3程度まで値が変わることがわかった。

図1に室温条件で $n = 2$ とした場合の空気負荷率を示す。

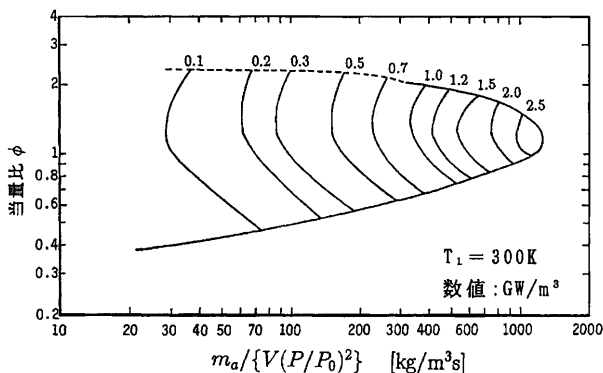


図1 燃焼器吹き消え限界を示す空気負荷率

ライナ空気孔からの気流貫通距離・混合 ガスタービン耐久性上の問題として燃焼器開発上要求されるタービン入口ガス温度 (TIT ; turbine inlet temperature) 分布、すなわち燃焼器出口ガス温度分布の調整に、希釈空気を利用していた初期のガスタービン燃焼器にとって、ライナ空気孔からの空気噴流導入は重要であった。通常 2000°C を超える火災温度に比しタービン材料の耐熱温度が低い(約 1000°C 程度、またはそれ以下)ため、燃焼器出口で許容される温度レベルと分布への調整に多くの努力を要した。この際、燃焼器の許容全圧損失率 $\Delta P/P_3$ が通常 $3 \sim 6\%$ と限られる中、燃焼器入口全圧 P_3 が当時は $1 \sim 2\text{MPa}$ と小さいためライナ内外の圧力差が小さくなり、ライナに導入する気流の貫通距離、混合

など調整に困難があった。昨今のガスタービンでは P_3 が 3 ないし 4MPa にもなっているため、同じ全圧損失率の値であっても燃焼器前後の圧力差 ΔP が大きくとれ、ライナ開口部を通過する気流速度が確保できる。ただし最近の燃焼器では排出低減のため希薄燃焼を行い、希釈空気がほとんど残されない。したがって燃焼器出口温度の分布調整は燃料供給/保炎領域で行わなければならない。

排煙低減 エンジンからの排煙の低減には燃焼器一次燃焼領域への新気導入または希薄化が有効であることが、1950年代後半に相次いで発表され、急速に燃焼器改良がなされた。1964年には基礎研究で炭素数5と6の炭化水素燃料では、大略圧力 2MPa 、当量比2以上の燃焼領域条件で炭素が遊離し、燃焼器として排煙を生ずる可能性があることが明確にされた⁽²⁾。

もともと空気/燃料を予混合する蒸発管型燃焼器では排煙が少なく、その後多くなってきた燃料気流微粒化型燃焼器では可視化できる濃度の排煙はほとんど生じなくなった。

2.2 排出低減

1970年代以降の燃焼器は排出低減がひとつのキーワード (key word) である。航空用に関してはICAO、産業用に関しては各国および設置地方行政団体などの環境規制があるため、良好な排出性能をもたないガスタービンは市場競争力が弱い状況となった。

気流微粒化法の進展 高効率、大出力を目指したエンジン設計の結果、エンジンの圧力比が増大した。その結果、圧力噴射弁を用いた燃料供給法では燃焼器内圧と燃料ポンプの吐出圧 (航空用の場合、 7MPa 程度) との差が小さくなってきた。それに伴い微粒化と燃料分散能力の劣化をきたし、未燃焼成分の排出低減や燃焼器の高負荷化に不利となってきた。またエンジンの高圧化に伴い燃料噴射弁の要求作動圧力範囲が拡大し、低負荷での微粒化特性劣化の傾向が著しくなってきた。そこで圧力噴射弁噴霧への気流アシストや気流微粒化方式燃料供給法の適用が増加した。

一例として航空宇宙技術研究所で開発したFJR710エンジンの作動条件で、圧力噴射弁と気流微粒化方式の微粒化特性を比較したものを図2に示す。圧力噴射弁の場合、低負荷条件になると噴霧粒径が著しく粗大化することがわかる。これは未燃焼排出物の低減には極めて不利である。それに引き換え、気流微粒化方式では粒径がライナ内外の圧力差に基づく風速に依存するため、高圧力比のエンジンほど有利である。

なお、蒸発管方式は燃焼器内で気流微粒化、予混合および強制逆流形成を本質としていることが解明されたが、高温の燃焼領域に“管”が存在することからその耐久性が常に課題であった⁽³⁾。

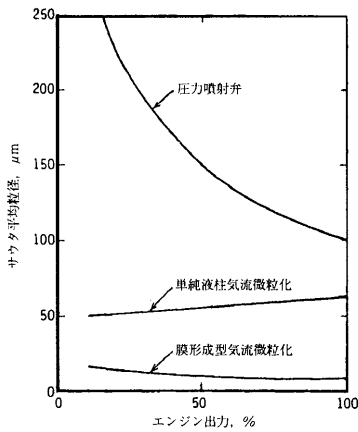


図2 圧力噴射弁と気流微粒化方式の平均噴霧粒径の比較

EPA, ICAOの航空エンジン排出規制 1972年に米国環境保護局 EPA (Environmental Protection Agency) は航空エンジンの離発着時の排出に対し規制を設けることを提案した。その後国際的に ICAO の組織として1982年 CAEP (Committee on Aviation Environmental Protection) が発足した。そしてその年、1986年より生産される26.7kN以上のターボジェットおよびターボファンエンジンを対象として規制値を制定した。実施対象は離着陸時における排煙、炭化水素 (UHC ; unburned hydrocarbon), 一酸化炭素 (CO) および窒素酸化物 (NOx) であった。考慮するエンジン稼働条件は、アイドル・タキシング (Idle & taxiing), 離陸, 上昇, 接近であり, それぞれ時間と出力レベルを定めて LTO (Landing and take-off) モードを定めた。これらは飛行高度900m以下の条件で, 巡航は含まれていない。その後何回か規制値の強化を行った。最近の NOx の規制値と主要エンジンの排出を図3に示す。同図で縦軸は上記 LTO モード中に排出した NOx 総量をエンジン定格出力で除した値である。NOx の規制値に関しては同図に示すように徐々に規制が強化されている。

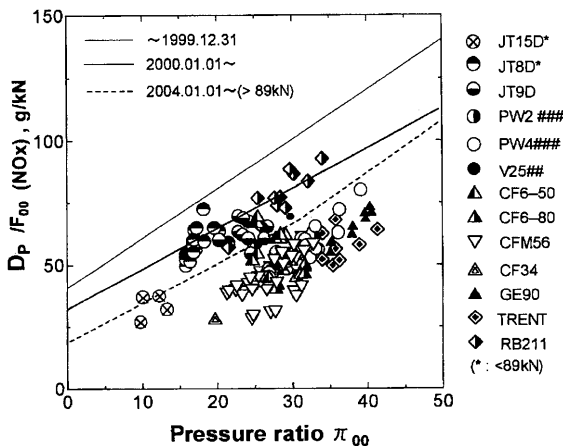


図3 主要エンジンの NOx 排出と規制値

2.3 排出規制への対応

1980年代以降になると, 航空用では1970年代の排出低減研究(米国では E³; Energy Efficient Engine および ECCP ; Experimental Clean Combustor Program プロジェクト)の結果⁽⁴⁾⁽⁵⁾を受けて, 低 NOx 排出形エンジンの開発と実用化が進められた。折からの環境問題への関心の高まりから, 航空用も産業用も大気汚染物質排出に関してますます規制を強化する傾向となってきた。特に1990年以降になると地球温暖化に関連した炭酸ガスも含めた排出ガスの抑制, 航跡雲形成に与する燃料中硫黄分の影響, 目には見えないが微細な排出炭素粒子の影響なども議論されるようになってきた。

それに伴い欧米では巡航時も含めた航空機エンジン排出影響に関する懸念が示され, 種々の大気観測研究がなされた⁽⁶⁾⁽⁷⁾。IPCC の報告書⁽⁸⁾によると確かに北大西洋など幹線航空路である成層圏下層部のオゾンは増加している観測値も見られる。しかしその影響は人間の生活に懸念を生じさせる状況とは言えない。雷や大気異動の影響など自然現象による背景値の不明さもある。

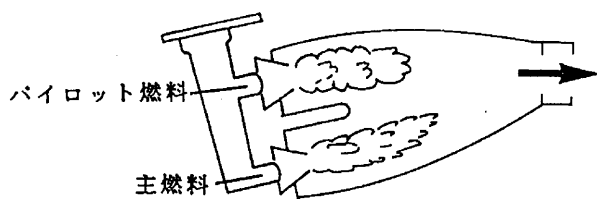
最近, 欧州の研究者は航跡雲の形成に関心を示している⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾。著者の感ずる限りアジアモンスーン地域では欧州の航跡雲発現とやや異なった状況にあると思われる。

空港付近の航空機排出影響を調べた調査資料がある⁽¹¹⁾。それによると1998年に全国で年間2万トン近くの NOx が排出されている。しかし NOx の大気拡散を模擬した結果によると, 空港の境界付近では NOx 濃度は0.1ppm以下に拡散・希釈されており, 他の自動車等の影響と比べて深刻ではない。

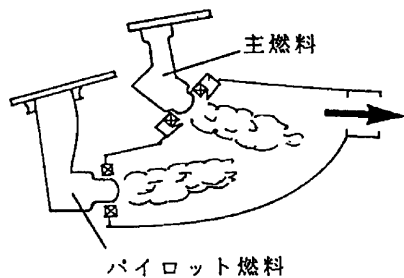
航空用低 NOx 燃焼器 米国による ECCP プロジェクトの成果⁽⁴⁾⁽⁵⁾により実用化された GE (General Electric) 社の低 NOx 燃焼器と P&W (Pratt and Whitney) 社のものの構造概略を図4に示す。前者(同図(a))は Double annular 形式で負荷に応じて外径側のプライマリ燃焼室と内径側の主燃焼室との燃焼領域を使い分け, 全作動域に渡って希薄燃焼を実現するものである。後者(図3(b))は P&W 社による燃料供給を軸方向二段に行う Fuel staging 方式のもので, プライマリ噴射弁による燃焼ガス中に主燃料を吹込み, 二段階燃焼を実現したものである。いずれも規制値にほぼ適合する排出特性を示した。

産業用ガスタービンへの排出規制 1980年代, わが国の産業用ガスタービンにも排出規制が適用された⁽¹²⁾。NOx に関しては, 国(当時の環境庁)および地方自治体による濃度規制と総量規制がある。

濃度規制の一例として東京都の濃度規制指導基準⁽¹³⁾例を表1と2に示す。表1は区部と武蔵野市, 三鷹市, 調布市, 西東京市および狛江市の範囲, 表2はそれ以外の都の地域である。大型の発電設備などは設置地域周辺の



(a) GEによる燃焼器



(b) P & Wによる燃焼器

図4 低NOx排出航空用燃焼器

住民との合意で更に低い5ppm以下の排気筒出口排出濃度となっている場合もある。多くのガスタービンでは脱硝装置(SCR; Selective catalytic reduction)を採用してそれらに対処している。表1と2は重油換算で毎時50リットル以上の液体燃料(気体燃料の場合毎時80m³)を燃焼させるガスタービンに適用される。このため例えば熱効率30%程度のガスタービンなら概算出力が150kWを超えるものの排出については注意を要する。

総量規制は、ある地域で排出するNOx総量を限定するものである。排出総量が満足されている限り、個々の機器の排出濃度は高くても許容される。逆に機器の更新や増設によって出力が増加した場合にも総量が規制されるため、濃度規制値に関わらずそれ以下のNOx排出値に抑えなければならない場合も出てくる。最近では旧機器の更新を図り大出力のガスタービンに置換するケースが多くなっているが、その場合格段に低いNOx排出値である必要が出ている。

表1 東京都第1種地域に適用する指導基準値

施設の種類及び規模			規制基準値(単位: ppm)		標準酸素濃度(%)
			平成元年4月3日から平成4年3月31日までに設置された施設	平成4年4月1日以後に設置された施設	
ガスタービン	気体燃焼のもの	定格発電出力が50,000kW以上	25	10	16
		定格発電出力が2,000kW以上50,000kW未満	35	25	
		定格発電出力が2,000kW未満	50	35	
	液体燃焼のもの	定格発電出力が50,000kW以上	25	10	
		定格発電出力が2,000kW以上50,000kW未満	50	25	
		定格発電出力が2,000kW未満	60	35	

表2 東京都第2種地域に適用する指導基準値

施設の種類及び規模			規制基準値(単位: ppm)		標準酸素濃度(%)
			平成元年4月3日から平成4年3月31日までに設置された施設	平成4年4月1日以後に設置された施設	
ガスタービン	気体燃焼のもの	定格発電出力が50,000kW以上	35	10	16
		定格発電出力が2,000kW以上50,000kW未満	35		
		定格発電出力が2,000kW未満	50		
	液体燃焼のもの	定格発電出力が50,000kW以上	50	10	
		定格発電出力が2,000kW以上50,000kW未満	50		
		定格発電出力が2,000kW未満	60		

3. タービン入口ガス温度の高温化と排出

ガスタービンは燃料費低減を目指したサイクル効率の向上を追求して、タービン動翼入口ガス温度 (TIT) の上昇が図られている。最近タービンの冷却方法とタービン材料の改良および TBC (Thermal barrier coating) の適用などにより著しい TIT 上昇を可能としている。それに伴い燃焼温度が上昇するため NO_x 排出は増加しやすい。以下にこのような TIT 高温化に伴い、新たな低 NO_x 燃焼器を採用している例を挙げる。燃焼器構造、作動などの詳細については後章で記述されると思う。

3.1 産業用ガスタービン燃焼器の現状

わが国の発電所では、GE 社のガスタービンを比較的多く採用している¹⁴⁾。1980年頃実機運転が始まった TIT が1090℃の MS9001E 型 (以降、9E などと略) ガスタービンは低 NO_x 燃焼器 DLN-1 を採用した。この燃焼器は定格使用条件近くで一次燃焼室を消炎して希薄予混合室として用い主燃焼領域で希薄燃焼を実現させた¹⁵⁾。

F 型や FA 型では TIT がそれぞれ1260℃、1288℃となっている。後者はわが国で採用している GE 社発電用ガスタービンの70~80%を占めている。FA 型は DLN-2燃焼器を採用している。DLN-2は1994年2月から実機運転に入り、9FA 機などで20.8ppm (16%酸素濃度換算。以降、排ガス濃度表示はこの酸素濃度換算値で示す) の NO_x 排出性能 (CO は12.5ppm) を達成している¹⁶⁾。1999年には TIT が1326℃の9FA+e に DLN-2+燃焼器¹⁷⁾を搭載し7.5ppm (CO も7.5ppm) を達成した。

1999年11月より運転開始した7FB は TIT が1371℃である。このタービンでは第1段動翼に単結晶材 SX N5、2段と3段動翼には一方向凝固材 DS GTD444を TBC と共に用いている。燃焼器は DLN2.6を採用している¹⁸⁾。DLN2.6は燃焼器一筒につき Pry から Quaternary まで4段階21の燃料供給箇所の制御をしている。NO_x 排出濃度は7.5ppm を達成したと言われる。2002年11月に実機運転を開始した TIT 1430℃の9H システムでは14筒の DLN2.5H 燃焼器を採用し20.8ppm を目標としている¹⁹⁾。リグテストでは8.8ppm を達成しており燃焼器12筒の7H システムでは7.5ppm を目指している。これらはわが国には未だ設置されていない。

このようにバーナーを微妙に制御した実機試験でのチャンピオンデータは一ケタ台の NO_x 値を記録している。しかし、わが国に設置された多くの FA 型の実績から推測して、通常の運転では燃焼器直後で30~60ppm の排出のようである。

国産のガスタービンでは TIT 値はあまり公表されていない。三菱重工製の最新の機種 M701G2では TIT が公称1500℃、NO_x 排出が20.8ppm (CO は12.5ppm) とされている²⁰⁾。

一般に液体燃料のガスタービンでは更に排出値が高く、

水や蒸気噴射することによって35~55ppm の値 (CO は17~35ppm のオーダー) にとどまっている¹⁷⁾。

天然ガスを燃料とし脱硝装置を用いないで2ppm の NO_x 排出値を保証しているものに触媒燃焼器がある。KHI (川崎重工業) が米国で販売し、現在2台稼働している²¹⁾。ハニカムダクト状の耐熱金属通路板の片面に塗布した触媒機能により温度上昇を得、反対面側を通過した混合気の後焚きをしているため熱衝撃性に強いといわれる。しかし TIT は900℃クラスと推測される。研究開発段階の触媒燃焼器単体のものでは、触媒後の燃焼により TIT が1300℃級として8,000時間の耐久性を予測できるものも発表されているが、触媒はその間に20%の性能低下を示す²²⁾。

3.2 大気環境、資源問題

CO₂の排出 1997年の地球温暖化防止京都会議以来、炭酸ガス CO₂の低減も各方面で主張されるようになった。航空エンジンの場合、どの程度の CO₂発生源となっているかを見てみる。2001年の使用燃料量比率からいうとわが国に導入された天然ガスも含めた化石燃料系一次エネルギーは1,805TJ (terajoule) である²³⁾。何らかの形で燃焼させられるものとする、大雑把に、航空燃料のそれらの合計との比率は熱量換算比率にして高々1.0%に過ぎない。自家用および電気事業者による発電のための燃料消費は、その中で30%を占める²³⁾。天然ガスなどを除いた石油製品の消費として見てみても、航空用は11%、発電用にはその5倍以上の57%を消費している。いずれにしても燃焼によって生ずる CO₂の排出は航空関係よりも発電関係が圧倒的に多く、航空エンジンにおける CO₂削減の努力は、コストの高い燃料消費の低減として経済的効果を期待する面が多いと思われる。

発電用の場合では再生サイクル、蒸気タービン、燃料電池などとの種々の組み合わせが検討され、また一部実用されているが熱効率60%程度 (LHV 基準) が最高レベルである。これを大幅に凌駕する機器はかなり困難と見られる。しかし今後中国やロシアなど経済発展中の国々が競って使い始めている燃料の資源上の問題から、多種の燃料に対処する技術が要求される。石炭や低質油などの利用も増加すると思われる。熱効率の向上による燃費や CO₂の低減とともに、これらの燃料利用の際の排出低減研究にも今一層力を入れる必要があると思われる。

大気環境把握の必要性 現在、ガスタービンの低 NO_x 化技術はかなりの進展を見たが、実際の環境保全上、どれほどの排出が許容されるかについてはいまひとつ明らかになっていない。NO_x は酸性雨、光化学スモッグの原因、あるいは健康上肺機能の低下などの影響が言われているが、経済活動を損なってでも削減する必要性などの議論が不十分である。

航空エンジン排出に関する IPCC の報告書¹⁶⁾によってもやや成層圏下層部のオゾンの増加に寄与するが NO_x

の排出が大気環境に有害という結論にはなっていない。バックグラウンド値、特に雷によるNOx生成量や大気の移動、拡散などが不確定であることも一因である。排出の測定値を見てもNOx低減型エンジンの場合、低負荷でCOやUHCの排出が従来以上に多い場合がある。UHCの環境影響については不明なことも多く、VOC (Volatile organic compound) と共に環境影響を明らかにする必要がある。

大気中のNOxは雨などによって除去され易く、産業用のガスタービンにおいて本当にどれだけの量や濃度が許容できるものか、必ずしも明らかになっていない。規制値の決め方も今までは機器の可能な限り排出低減限界一杯に決められている向きがあった。同出力の産業用のガスタービンで排出規制を、液体燃料よりも気体燃料の方を厳しくしている現状は技術上の困難さをしわ寄せしているに過ぎない。今後は“窒素”元素の自然界での循環、挙動、バランスを把握し、排出値の許容値を決めるべきものと思われる。社会の活動上、許容できないほどの排出もやむを得なければ、窒素の積極的な固定法も含めて検討すべきであろう。

4. 今後の燃焼器開発の方向

今後、資源、コスト、大気環境などが引き続きガスタービン燃焼器開発にとって課題となると思われる。

一層のNOx低減化 航空用は更なるNOx排出規制強化と巡航時の規制の検討に伴い今一層の低NOx排出燃焼器が要望されよう。液体燃料を用いるが故に更なる低NOx化燃焼器の研究開発が必要となろう。

産業用ガスタービンでは当分はSCRを併用して規制に応じた低NOx排出を行うが、そのSCR運用費用(ガスタービン一基につき年間2~3千万円といわれる)と劣化によるアンモニアの排出を避けるため、広い作動範囲で常時、安定に5ppm以下の排出値をもつ低NOx燃焼器の開発が期待されるであろう。更には天然ガス以外の低質燃料や中小ガスタービンにも対応した、大気環境に影響を及ぼさない程度の低NOx燃焼器が必要とされよう。現在GE社などの燃焼器は希薄混合気の燃焼により低NOx化を図っているが、航空用のP&W、産業用のAlstom、Rolls-RoyceおよびKHIなどで行っている再熱もしくは燃料の追加供給によってNOx低減を図る手段もひとつの方向と思われる。

性能・耐久性の向上 欧州系のメーカーでは産業用のガスタービンでも環状化が進んでいる。TITガス温度分布をより良質に出来、ライナ比表面積が少なく耐久性向上や未燃焼成分排出抑制にも効果的である。またセラミック系の耐熱タイルも装着しやすいなど有利な点が多くある。排出向上と長寿命化を目指した今後のひとつの方向ともみられる。

廉価化 今後、コージェネレーションを初めとする分散電力の普及が進むと中小ガスタービンが多く使われる。

ガスエンジンなど他の内燃機関との競合も激化してくると、その性能、排出特性の向上と共に廉価化が極めて重要になってくるものと思う。

ユニークなガスタービンの試みとしてRamgenがある²⁴²⁵⁾。これはラムジェット技術を発電機器として応用したもので、超音速で回転する円盤周上に空気取入口や燃焼室を設けている。圧縮機やタービンがないため簡略な機器となっている。大きな出力の機器への応用は困難と見られるが、廉価な中小機種として面白い試みと思える。

5. まとめ

- (1) 最近の燃焼器はガスタービン圧力比の上昇により、以前には困難であった液体燃料の気流微粒化や複雑な保炎構造による噴流混合がより効果的に行えるようになった。一方、低NOxを目指した希薄燃焼により希釈空気は不要となり、TIT分布は主燃焼領域で調整する必要がある。
- (2) 今後も更なるNOx低減が必要である。厳しいNOx低減要求に対処するため、複雑な制御の燃料多段供給や燃焼領域制御が必要となっている。中小規模のガスタービンでは、そのような複雑な制御機器やSCRを装備し難いので燃焼器自身による低NOx化が重要となる。それらの必要性は分散電力装置やビルなどのコージェネレーションとして今後も増加すると予想される。
- (3) 航空用NOx排出規制は、巡航時排出も含め強化の動きがあるが、本当に必要十分な規制と環境影響の総合的な調査の検討が必要と思われる。
- (4) 工場地帯などでは多く総量規制がかかっている場合が多く、旧機器の更新・増設などで出力増大の際に、濃度規制値よりも更に低いNOx排出のガスタービンが必要となることがある。
- (5) 天然ガス燃料を用いる現状の燃焼器ではTIT=1400℃クラスで7.5ppmのNOx排出を実現しつつある。液体燃料では水や蒸気の噴射によりNOx排出が35~50ppmを実現しつつある。
- (6) 触媒燃焼器はTITが1000℃以下のものは市販されている。燃焼器試験段階ではTIT=1300℃クラスまでは3ppm程度の実績がある。触媒の劣化がひとつの問題である。
- (7) 産業用ガスタービンからの排出は量的に航空用よりも一桁上であり、住民環境に近いだけに総合的な環境配慮が重要である。NOx排出規制値の決定に、直接的な影響評価とともに総合的な“窒素”元素の自然界での環境バランスへの考慮が必要と思える。

環境研究を充実させ、環境影響を理解した規制値と、長期的視野にたつて各種燃料に対処できるガスタービンの特性を生かし燃料資源の有効活用を図れる機器の研究開発と運用を目指す必要があると思える。

参考文献

- (1) Longwell, J.P., Frost, E.E. & Weiss, M.A.; Flame Stability in Bluff-Body Recirculation Zones, *Industr. Engng. Chem.* 45-8 (1953) 1629-1633
- (2) Macfarlane, J.J., Holderness, F.H. & Whitcher, F.S.E.; Soot Formation Rates in Premixed C5 and C6 Hydrocarbon-Air Flames at Pressure up to 20 Atmospheres, *Comb. Flame*, Vol.8, No.3 (1964/9) 215-229
- (3) Sotheran, A.; The Rolls-Royce annular vaporizer combustor, ASME Paper 83-GT-49 (1983/3)
- (4) Robert, R., Fiorentino, A. & Greene, W.; Experimental Clean Combustor Program, Phase III, PWA-5493 Final report, NASA CR-135253 (1977)
- (5) Gleason, C.C. and Bahr, D.W.; Experimental Clean Combustor Program, Phase III, Final report, NASA CR-135384 (1979)
- (6) U. Schumann, ed.; The impact of NOx emissions from aircraft upon the atmosphere at flight altitudes 8-15 km (AERONOX), EC-DLR publication on research related to aeronautics and environment, (1995/8)
- (7) U. Schumann, ed.; Pollution from aircraft emissions in the north Atlantic flight corridor (POLINAT 2), European Commission (1998/12)
- (8) Aviation and the global atmosphere, Intergovernmental Panel on Climate change, Cambridge Univ. Press (1999/6)
- (9) U. Schumann and G. T. Amanatidis; Aviation, aerosols, contrails and cirrus clouds (A2C3), Proc. European workshop, EC, ISBN 92-894-0461-2 (2001)
- (10) European Conference on Aviation, Atmosphere and Climate, Friedrichshafen (2003/6&7)
- (11) 平成12年度空港環境保全対策調査報告書, 平成12年度環境庁委託調査, (株)三菱総合研究所 (2001/3) p. 81
- (12) 齊藤 孟; 陸用定置型ガスタービンの排ガス規制について, 日本ガスタービン学会誌, 16-64 (1989/3)
- (13) 東京都インターネットホームページ, <http://www.kankyo.metro.tokyo.jp/>
- (14) 森塚秀人, 藤井智晴, 高橋毅; ガスタービン保守最適化支援プログラムの開発 (第1報 主要高温部品の保守管理基本プログラム) 電中研究報告: W98020, (1999/4)
- (15) Washam, R.M.; Dry low NOx combustion system for utility gas turbine, ASME Paper 83-JPCC-GT-13, (1983/9)
- (16) Davis, L.B. and Washam, R.M.; Development of a dry low NOx combustor; ASME paper No.89-GT-255, (1989/6)
- (17) Davis, L.B. & Black, S.H.; Dry low NOx combustion systems for GE heavy-duty gas turbines, GER-3568G (2000/10)
- (18) G. Myers, D. Tangel, M. Feigl, F. Setzer, W. Bechtel, D. Fitts, B. Couture and R. Tuthill; Dry, Low Emissions for the 'H' heavy-duty industrial gas turbines: full-scale combustion system rig test results, Proc. ASME Turbo Expo 2003; GT2003-38193 (2003/6)
- (19) Eldrid, R., Kaufman, L. & Marks, P.; The 7FB: The next evolution of the F gas turbine, GER-4194 (2001/4)
- (20) De Biasi, V.; M701G2 combined cycles is rated at 489 MW and 58.7% efficiency, *Gas turbine World*, 32-4 (2002/7-8) 9-13
- (21) 福泉靖史, 他7名; 3. ガスタービン, 火力原子力発電, 565-54 (2003/10) pp.60-81
- (22) 小沢靖, 栃原義久, 藤井智晴, 森則之, 百合功, 佐藤純一, 香川公司; ガスタービン用低NOx触媒燃焼器の開発, 電力中央研究所報告, W15 (2003/4)
- (23) 「エネルギー・経済統計要覧」2003年度版, 日本エネルギー経済研究所計量分析部編, (財)省エネルギーセンター
- (24) De Biasi, V.; Adapting ramjet technology to 3- to 9-MW ram genset designs, *Gas Turbine World*, 32-3 (2002/5-6) 16-19
- (25) De Biasi, V.; 485-kW turbine rated 35% simple cycle at 1700F firing temperature, *Gas Turbine World*, 32-5 (2002/9-10) 13-16

既存の低 NO_x 燃焼器に関して

小林 成嘉*¹
KOBAYASHI Nariyoshi

井上 洋*¹
INOUE Hiroshi

竹原 勲*²
TAKEHARA Isao

笹尾 俊文*²
SASAO Toshifumi

1. はじめに

1990年代初頭において、電力需要は急激な伸びを予想し、大型火力の導入が急がれた。そのため、大容量高効率化が重要視され、大型ガスタービンとLNGを用いたコンバインドサイクルが着目され、積極的に計画推進されてきた。しかし、高効率化のためガスタービンの燃焼温度を上昇させると、ガスタービンの出口NO_xが上昇し、従来のNO_x低減方法である蒸気噴射または水噴射を用いると効率が低下するため、ドライ型低NO_x燃焼器の開発と実用化が国内、海外メーカーにて実施されてきた。

日立製作所においても、ドライ型低NO_x燃焼器の開発と、その燃焼器を事業用火力に適用してきたので、当社の低NO_x燃焼器を用いて、低NO_x燃焼器の内容を説明致す。

2. ガスタービン発電システムについて

ガスタービンを用いたコンバインド発電設備の計画は、1990年代から加速的に多くなってきたが、その発展の理由としては下記2点と考えられる。

- 1) 高温ガスタービンを用いたコンバインド発電設備にすることにより、従来の気力に対して高効率発

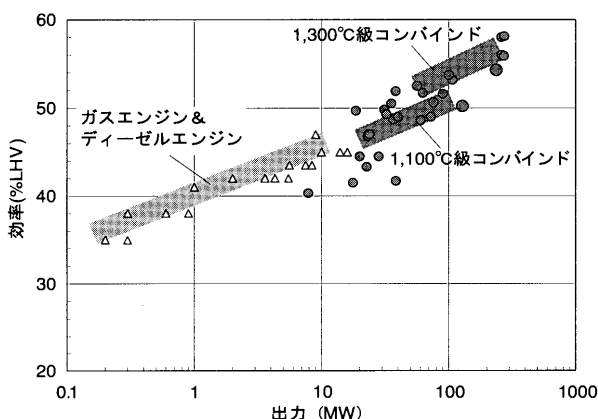


図1 ガスタービンを用いた発電効率

原稿受付 2003年12月24日

*1 (株)日立製作所 火力水力事業部 電力電機開発研究所
〒319-1292 茨城県日立市大みか町7-2-1

*2 (株)日立製作所 火力水力事業部 タービン設計部
〒317-8511 茨城県日立市幸町3-1-1

電が可能となる。

- 2) LNGの乾式低NO_x燃焼器を用いることにより、環境に優しい。またガスタービンの寿命を延長可能であることから、運用コストを従来の油焼きガスタービンに比べ大幅に低減できる。

図1に、1990年初頭に導入の始まった1,100℃級ガスタービンから1,300℃級ガスタービンを用いた場合の効率の変化を示す。1,300℃級ガスタービンを用いたコンバインドサイクルでは発電端効率で、53%以上を達成している。

3. 燃焼器の開発経緯

当社における、乾式の低NO_x燃焼器の開発は、従来型の単段の標準燃焼器では、目標とするNO_xレベル値に対して非常に高いことから、図2に示すようなアプローチにてNO_xの排出量の低減を実施している。

フェーズIでの開発内容は単段燃焼にて、予混合方式によるNO_x低減量、火炎状態を検討した後、燃焼器の運転に重要な燃焼器点火からガスタービン起動ならびに

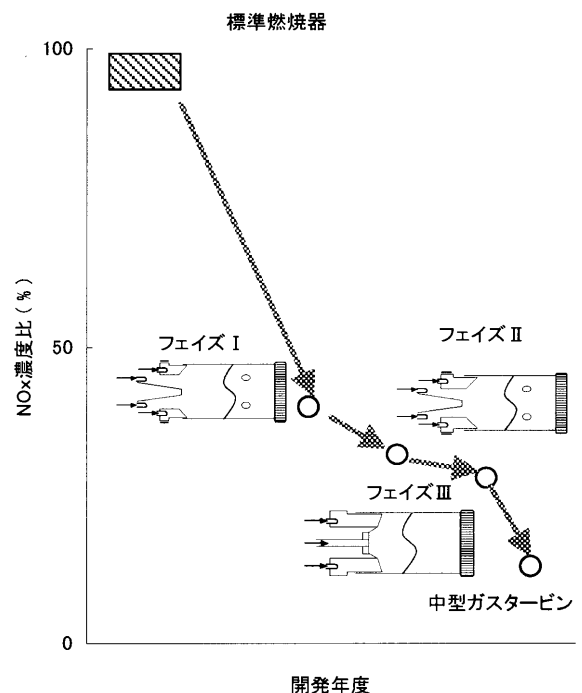


図2 低NO_x燃焼器開発経緯

負荷上昇の燃焼安定性を確保するため、拡散燃焼と予混合燃焼の2段燃焼方式にて、NOx レベルを標準燃焼器の40%程度まで減少させるものとした。

ここで2段目の予混合燃焼の燃空比制御は予混合空気流量にて調整する方式を採用した。

フェーズⅡの燃焼器開発は、使用するガスタービンがフェーズⅠに比べ燃焼温度が上昇し、さらに圧縮機の圧力比が上昇することによるサーマル NOx の増加を、予混合火炎の保炎方式の改善により、さらに低減する開発を実施した。

フェーズⅢでの開発内容は、予混合燃焼方式の予混合燃空比制御を空気流量による制御から燃料の分割制御による制御方式に対応した燃焼器技術を開発である。

4. フェーズⅠ燃焼器の燃焼方式と構造について

1) 燃焼方式について

ここでは、燃焼器で発生する NOx 生成の機構とともにフェーズⅠ燃焼器の構造を説明する。

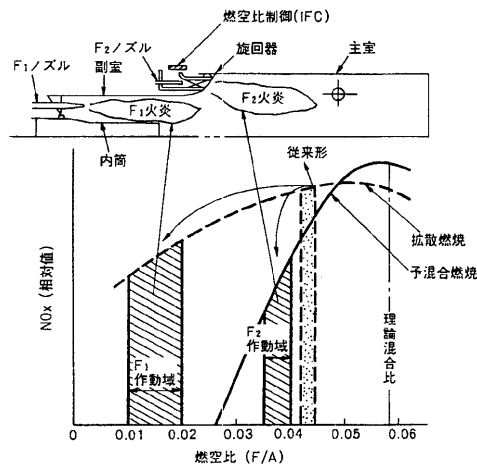
図3は低 NOx 燃焼器の作動燃空比範囲と、それに対応する NOx レベルの相対的な傾向を示したものである。燃料中に窒素分を含まないガス燃料などの NOx 生成量は、燃焼器内の火炎のピーク温度により支配的な影響を受ける。

このため、燃料の希薄燃焼を行なうことにより NOx の生成を制御できるが、この場合、同図に示すように均一混合気の燃焼、すなわち予混合燃焼が低 NOx 化に非常に有利となる。

しかし、予混合燃焼は安定燃焼できる燃空比範囲が狭いので、ガスタービンの全作動域（点火、起動、負荷上昇）を安定燃焼させるための対応技術が必要となる。

これらのことまた部分負荷に対する低 NOx 化などを考慮して、以下の燃焼方式をフェーズⅠで採用している。

- (a) 1段目を拡散燃焼、2段目を予混合燃焼とする2段燃焼方式



注：略語説明 IFC(Internal Flow Control)

図3 低 NOx 燃焼器の燃焼方式

- (b) 1段目のマルチノズル化
- (c) 2段目の燃空比制御

ここで、1段目、2段目燃焼（以下、F1、F2と記す。）の燃焼状態を決定する作動燃空比制御は、構造開発を進めた一連の燃焼試験によって NOx と燃焼性能のバランスを図った適正範囲に設定した。

F2の燃空比制御は予混合燃焼の作動域を拡大し、できるだけ低負荷側で2段燃焼を可能とするために行なうもので、具体的にはF2ノズルに供給される燃焼空気流量を燃焼器内部に設けた内部流量制御器(IFC: Internal Flow Control)によってF2燃料流量に対応して調節し、適正燃空比範囲での燃焼をさせるものである。

図4に示すのは、左頁に示した予混合燃空比を制御するF1とF2の燃料制御方法とIFCの制御方式である。

IFCは、F2燃料が投入する時点から開き始め、負荷とともに開度が大きくなり、ある負荷以上で一定となる。

F1とF2の燃料比率はF2燃料投入以降は、ほぼ同一の制御方式となっている。

このF2燃料制御とIFCの開度により、部分負荷から定格負荷での予混合器内の予混合燃空比を適正なものとしている。

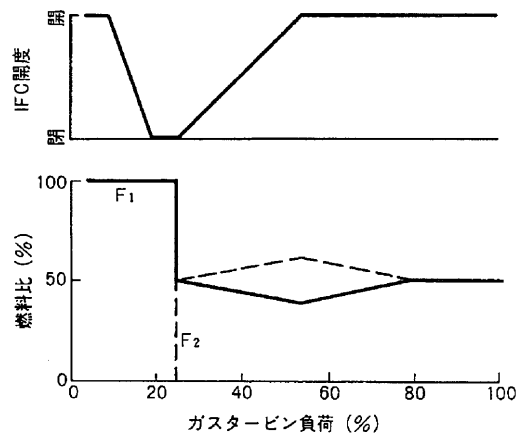


図4 燃空比及びIFC制御

2) 燃焼器の構造

図5に示すのは、燃焼器の構造図である。予混合器は主室ライナに嵌めあう形状となっており、予混合の内周側にF1火炎を包む副室と呼ばれるライナを採用している。

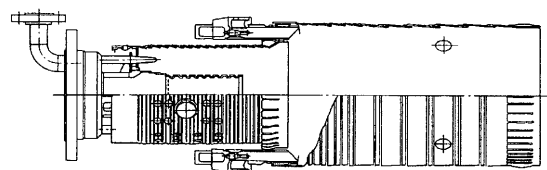


図5 フェーズⅠ燃焼器構造図

F 1 燃料ノズルは、拡散燃焼の安定性確保と、より低 NOx 化を意図として、マルチノズル化をしている。

3) 燃焼試験

低 NOx 燃焼器の開発と製品化においては、前頁に示した燃焼方式の開発を要素試験、または CFD を用いた流れ解析等の積み重ねにより、燃焼器形状を設計している。最終的な製品の NOx 特性は、実機ガスタービンと同一の空気圧力温度で燃焼試験を実施して確認している。

図 6 に示すのは、当社の実圧、実温の燃焼試験設備の全景である。燃焼用の高圧空気は17段の軸流圧縮機より供給される。燃焼器内の温度は、実機定格負荷条件と同一の条件を供給でき、また点火、起動時の条件も再現できる。

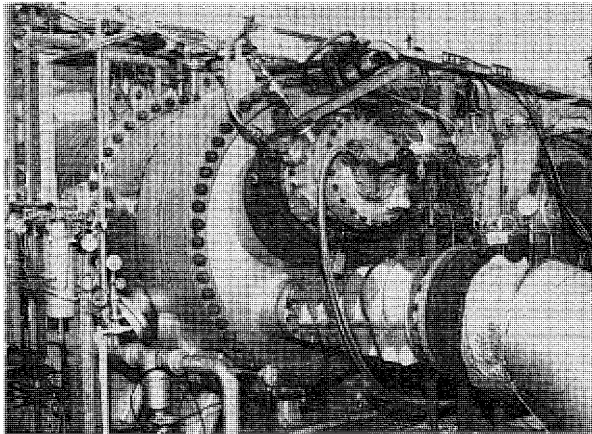


図 6 燃焼試験設備

4) NOx 特性

上記の燃焼試験設備等にて開発され、最終的な形状にすることにより、実機での NOx 特性を把握出来る。

フェーズ I で開発された低 NOx 燃焼器の NOx 特性を従来型の標準燃焼器と比較して図 7 に示す。

F 2 予混合燃焼が開始される部分負荷から、NOx は相対的に低減し、従来値の約40% まで低減できる燃焼器となっている。

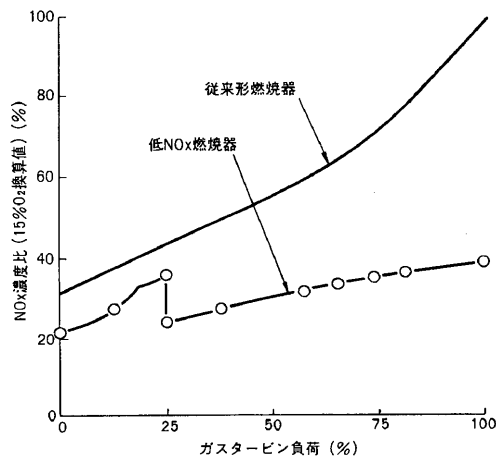


図 7 フェーズ I 燃焼器 NOx 特性

5. フェーズ II 燃焼器

1,100℃級ガスタービンを用いた1軸コンバインドプラントの効率レベルの上昇から、国内外において1,300℃級ガスタービンを用いたコンバインドプラントの導入が開始され始めた。

低 NOx 燃焼器にて排出される NOx 濃度は、燃焼器内のピーク火炎温度に大きく依存することを述べたが、燃焼温度が上昇したことにより、同一の燃焼器構造では予混合器の燃空比も増加することになり、NOx の増加が余儀なくされる。

NOx レベルを抑えるには、予混合の燃空比を従来からさらに下げて、より希薄に燃焼させることが必要になる。

一方、予混合火炎は、より希薄燃焼になると燃焼が不安定になり保炎特性が低下し、ガスタービン燃焼器として重要な運用における燃焼の安定性の観点で問題となる。

このため、保炎特性を改善する形状が要素試験等で検討している。図 8 は、保炎器形状と予混合火炎の安定範囲を示し、保炎器により大幅な改善が見られる。

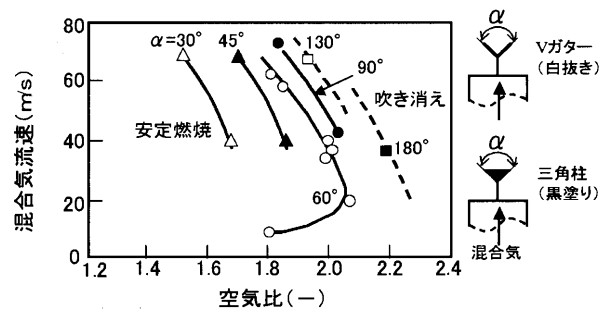


図 8 予混合保炎器の改善

また、燃焼温度増加に伴い、予混合器自体に流れる燃焼用空気流量を増加し、予混合燃空比を低減する対応等が必要となる。このため、1,100℃級燃焼器と1,300℃級燃焼器では図 9 に示すように、予混合器は大幅に拡大された形状としている。

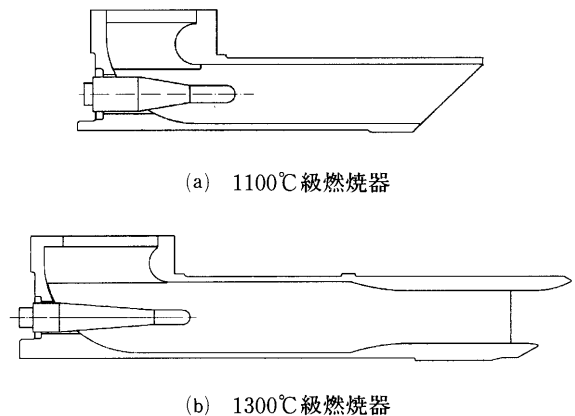


図 9 予混合保炎器の改善

1,300℃級燃焼器は、前頁に示した、予混合器形状の拡大と保安器の改善を実施することにより、予混合燃焼を拡大することができ、平均燃空比が大幅に上昇したにも関わらず、燃焼器出口 NOx を抑え、さらに低減した改善構造となっている。

図10に示すのは、平均燃焼器出口温度と燃焼器出口 NOx の関係を示したもので、1,100℃級燃焼器を1,300℃級燃焼器にそのまま用いた場合の NOx 特性と、1,300℃級用に改善した燃焼器の NOx 特性を示す。

燃焼器の出口 NOx は大幅に減少させたものであることが判る。

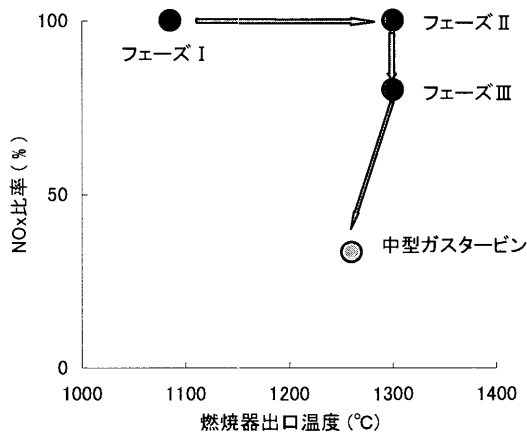


図10 燃焼温度と NOx 特性

6. フェーズⅢ燃焼器

これまでの燃焼器は、予混合燃焼と拡散燃焼の2段燃焼方式を採用し、さらに予混合燃焼の部分負荷燃空比制御に IFC を用いた構造としていた。

この2段燃焼方式を踏襲し予混合燃焼の部分負荷での燃空比制御をメカニカルな予混合空気流量制御から、燃料流量の制御方式に変更したものを、フェーズⅢ燃焼器としている。

この燃焼器の開発の目的は、IFC による予混合燃空比の制御そのものは、それなりに良好なものであるが、メカニカル的な駆動方式としていることから、経年的な劣化メンテナンス等での煩雑を持っていることから、燃料流量による制御に変更し燃焼器周りの部品点数を減らした構造としている。

図11及び12に、この燃焼器の構造図と部分負荷での燃焼切り替えを示す。燃焼器予混合器の部分負荷制御は、予混合器をセクタに分割し、各セクタでの最適燃焼燃空比範囲で燃料を投入し、ガスタービン負荷の上昇と共に、セクタ数を増加していくものである。この方式は、近年各ガスタービンメーカーにて実施しているマルチバーナ方式とも似たものとなっている。

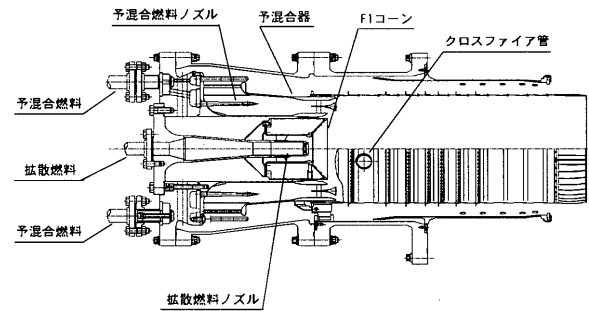


図11 フェーズⅢ燃焼器詳細

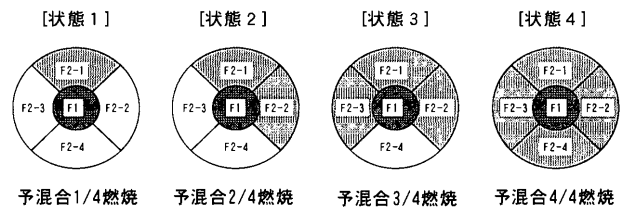


図12 負荷に対する予混合ノズル数増減

図13は、その燃焼器の部分負荷から定格負荷までの NOx 特性を示したものである。

負荷上昇と共に、各セクタに燃料が投入されていくことにより、燃焼器の NOx は階段上に変化していく。2段燃焼方式を採用していることにより、予混合器の全セクタが予混合燃焼状態になるのは、比較的低負荷で達成出来ることが判る。

よって、NOx を低減した運用負荷帯は、この燃焼器の場合約50% から100% 負荷で、その NOx 特性は比較的フラットな特性を有している。

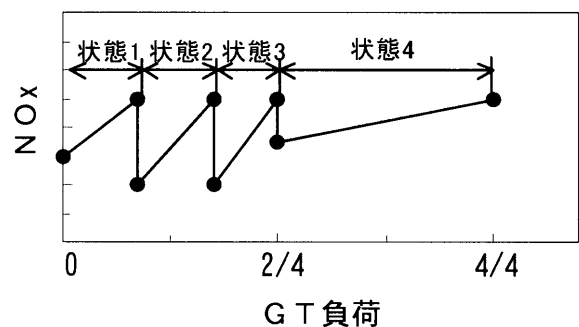


図13 フェーズⅢ燃焼器 NOx 特性

7. 中容量ガスタービンへの展開

近年、中容量型ガスタービン需要においても、ガスタービン出口排ガス中の NOx を大幅に低減し、25ppm 級が平均的なレベルとなってきている。

国内外のメーカーは大型ガスタービンで培ってきた燃焼器技術を、中容量型ガスタービンへと適用を拡大してきており、その技術革新は大きなものとなってきている。

当社においても、その燃焼器技術を中容量型ガスタービンに適用を図ってきており、前頁に2段燃焼方式、燃料制御型低 NOx 燃焼器を開発してきている。

図14は、中容量型ガスタービンでの標準燃焼器と低 NOx 型燃焼器の NOx 特性の比較図であり、低 NOx 燃焼器を用いると、大型ガスタービンと同様に、その NOx レベルは、標準燃焼器の約20% 以下に抑えることができる。

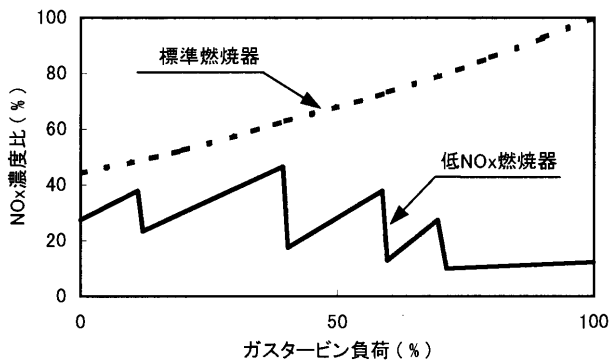


図11 フェイズⅢ燃焼器詳細

8. おわりに

以上、ガスタービン学会の論説、既存の低 NOx 燃焼器に対し、各メーカーの燃焼器技術の紹介とせず、当社のガスタービン燃焼器を用いて報告させて頂いた。

今後、燃料の多様化と、その燃料での低 NOx 化の要求は、さらに増加するものと考えられている。

当社も、そのニーズに対応するよう、今後も技術開発を実施しさせて頂く所存である。

参考文献

- 1) 漆谷 他；「ガスタービンの新技術」, 日立評論, Vol.69 No.10, PP.49-54 (1987)
- 2) 荒巻 他；「新大分発電所第3-1号系列発電設備の特徴と運転実績」, 火力原子力発電, Vol.52 No.535, PP.60-67 (2001)
- 3) 笹尾 他；「低 NOx 燃焼器採用 H-25ガスタービンの運転実績」, 日立評論, Vol.85 No.2, PP.19-22 (2003)

燃焼振動自動調整システムの開発

外山 浩三*1
TOYAMA Kozo

野村 真澄*2
NOMURA Masumi

射場 博之*2
IBA Hiroyuki

キーワード：燃焼振動，自動調整

1. 緒言

ガスタービンは、年々高温化・高効率化し、現在では、タービン入口温度1500℃級のガスタービンが主流になりつつある。

また、近年の環境要求より、NO_x、COなどの排出量の少ない燃焼が必要となっている。

これら相反する要求を満足する為、ガスタービン燃焼器では、希薄予混合燃焼方式が広く採用されている。希薄予混合燃焼方式は、あらかじめ燃料と空気を混合したものを燃焼させる為、NO_xを低く保つ事が可能となるが、燃焼安定性の維持（燃焼振動発生抑制）という課題があり、適正な燃料/空気比率での燃焼を行う必要がある。

これら燃焼振動の発生を抑制し、如何に安定した運転を行うかが、ガスタービンの信頼性及び稼働率を向上させる為には、重要である。

燃焼振動の抑制技術としては、能動的及び受動的な様々な手法があるが、性能及びコスト・信頼性の面より採用が難しく、燃焼振動に対して発生領域を回避するように運転パラメータを調整する手法が一般的である。

よって、燃焼振動及び各種運転データより、燃焼器個々の特性をモデル化し、これを元に最適な運転を自動的に行うシステムを開発した。

燃焼器のモデル化には、重回帰解析手法を使用している。

また、燃焼振動の早期検知技術及び燃焼振動検出器の異常診断技術も合わせて開発し、自動調整に対する信頼性の向上を図っている。

本装置について、当社実証設備において、機能検証及び長期検証を実施し、実機適用に成功した為、それを報告する。

2. 燃焼方式と燃焼振動発生メカニズム

2.1 拡散燃焼と予混合燃焼方式の相違

ガスタービン燃焼器の燃焼方式としては、拡散燃焼と予混合燃焼の2種類が一般的である。

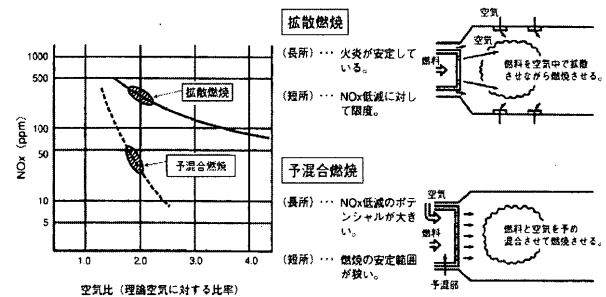


図1 拡散燃焼と予混合燃焼

これら燃焼方式の特徴を図1に示す。

拡散燃焼方式は、理論燃空比での燃焼が存在する為、燃焼炎温度も高く、燃焼安定性は高いが、NO_x低減に対して限界があり、環境面よりは、予混合燃焼方式が有利である。

しかし、予混合燃焼方式については、燃焼安定性の維持という課題があり、最適な燃空比の制御が必要となる。

2.2 燃焼振動発生メカニズムと抑制方法

燃焼振動は、図2に示すように、圧力変動、速度変動、発熱率変動がフィードバックする事により発生する自励振動である。

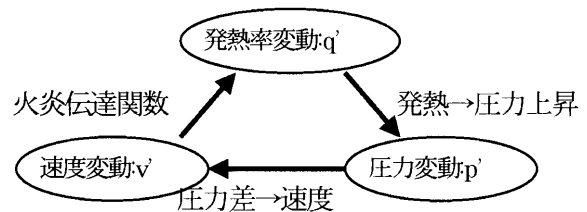


図2 燃焼振動発生原理

燃焼振動を抑制するには、発熱率変動と圧力変動の位相を調整し、系のエネルギーを減少させる必要がある。

燃焼振動の抑制手法としては、受動的抑制と能動的抑制の2種類が考えられる。

受動的な手法としては、燃焼器の形状変更（長さ、流速

原稿受付 2003年11月25日

*1 三菱重工業(株)高砂製作所タービン技術部燃焼器 Gr
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

*2 三菱重工業(株)高砂研究所制御システム研究室
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

等), 減衰機構の付加, 運転設定 (燃空比制御) による発振条件の回避等が挙げられる。

能動的手法としては, 燃料量を圧力変動の逆位相で変化させ, 圧力変動を減衰させるアクティブ制振が挙げられる。

これらについては, 性能への影響やコスト増大, 追加設備による信頼性の低下等の問題もある為, 運転設定 (燃空比制御) による燃焼振動発生条件回避を実施することが一般的である。

3. DLN 燃焼システムと制御方法

3.1 DLN 燃焼器の構造

三菱 DLN 燃焼器の構造を図3に示す。

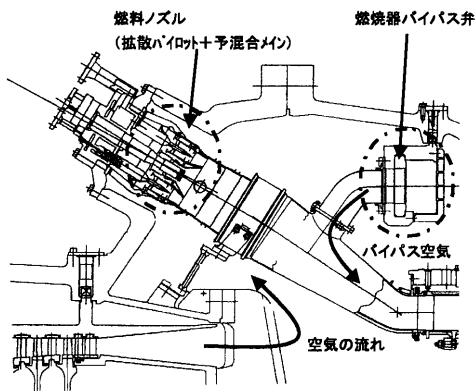


図3 三菱 DLN 燃焼器

燃焼器個々の燃料ノズルは, 拡散燃焼を行うパイロットノズル1本, 周方向に並ぶ予混合燃焼を行うメインノズル8本で構成されている。拡散燃焼と予混合燃焼の双方の利点を生かし, パイロットノズルにより保炎性を確保しつつ, メインノズルにより, 低 NOx 化を図っている。燃焼筒の後流に空気をバイパスする燃焼器バイパス弁を設置している。

この燃焼器バイパス弁により, タービン全体の空気量を変化させることなく, 燃焼筒内に流入する燃焼空気量を調整する事が可能であり, 燃焼筒内の燃空比を高め, 燃焼安定性を高める事が可能となる。

3.2 DLN 燃焼器の制御方法

DLN 燃焼器の機能としては, 定格負荷運転時の低 NOx 特性, 安定燃焼性ばかりでなく, 着火・昇速・負荷変化過程での安定燃焼性の維持が要求される。

本要求を満足する為, 着火・昇速等の各過程において, 最適な燃料/空気比率となるように燃料分配および燃焼器バイパス空気量をスケジュール制御している。

図4にIGV及び燃焼器バイパス弁の動作スケジュールを示す。

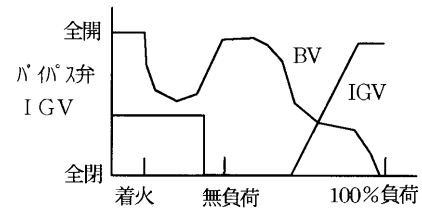


図4 IGV及び燃焼器バイパス弁動作スケジュール

着火・昇速時の燃料量が少ない領域では, 燃焼器バイパス弁開度を開き, 燃焼筒の燃空比を高く保ち, 負荷上昇とともに, 燃焼器バイパス弁開度を閉じ, 燃空比を一定に保つ。

図5にパイロット及びメインノズルの燃料分配スケジュールを示す。

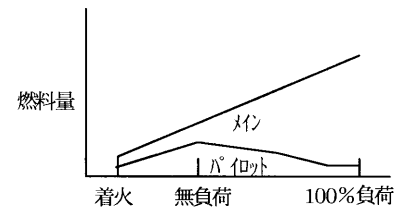


図5 燃料分配スケジュール

パイロットノズルの燃料量を制御する信号を, パイロット燃料制御信号 (PLCSO) と呼んでいる。

着火・昇速時の燃料量が少ない領域では, パイロットノズルの燃料量を増加させ, 拡散火炎による燃焼安定性を図っている。負荷上昇とともに, 燃焼筒の燃空比は高くなり, 燃焼安定性が高まると, パイロットノズルの燃料を減少させ, 予混合燃焼部分を増加させ, 発生 NOx の低減を図っている。

これら燃料分配及び燃焼器バイパス空気量調整により, 燃焼振動の発生を抑制するとともに, 低 NOx 化・高効率化を図っている。

これらの調整は, 燃焼振動のレベル・GT性能・排ガス性状を監視しながら, 最も裕度の大きな設定となるように現地にて燃焼器調整員が実施している。

しかしながら, 経年変化 (圧縮機汚れ等) ・運転条件変化 (燃料性状変化等) 等に対して, 燃焼振動発生領域の変化・NOxの増加が発生した場合には, 再度最適な運転となるように調整が必要となり, また, 調整を行うまでは, 場合によっては, 負荷制限等の運転制限が必要となり, 稼働率の低下を招く場合がある。

よって, これらに対応する対処手法の確立は, 稼働率向上・信頼性向上の為に重要となっている。

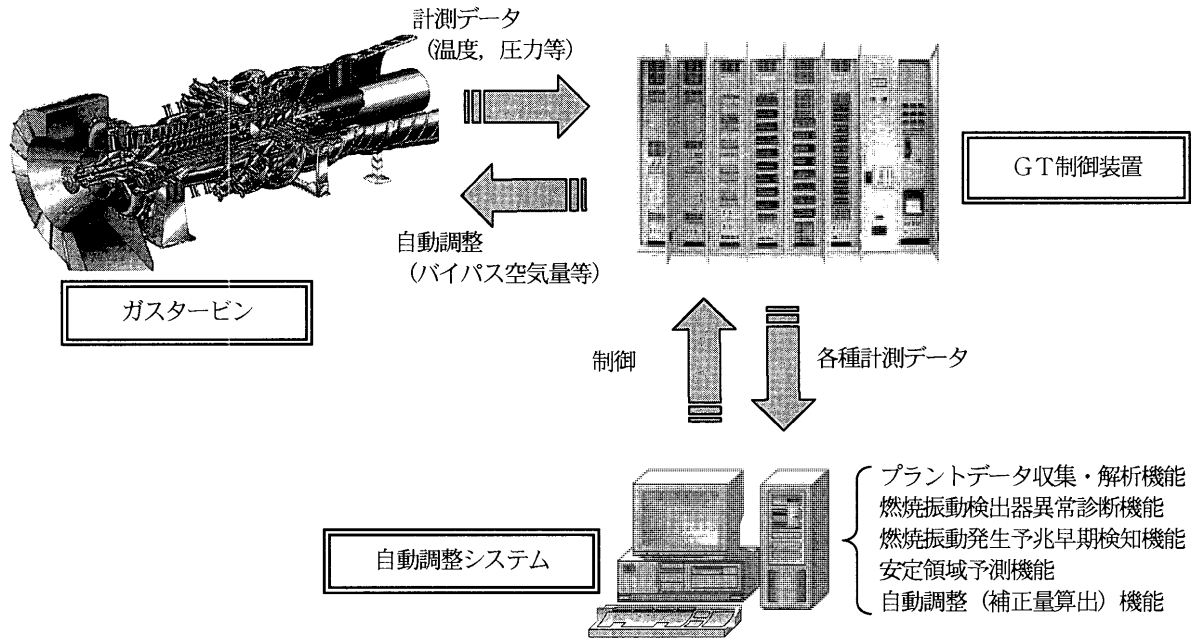


図6 自動調整システム構成

4. 燃焼振動自動調整システムの原理

4.1 基本構成

燃焼振動自動調整システムは、これらの問題点を解決する為、運転データの変化に対して、自動的に燃焼パラメータを制御・補正する手法である。

自動調整システムは、下記に示す機能で構成されている。

- ① プラントデータ収集・解析機能
- ② 燃焼振動検出器異常診断機能
- ③ 燃焼振動発生予兆早期検知機能
- ④ 安定領域予測機能
- ⑤ 自動調整 (補正量算出) 機能

これらの機能により、自動的に安定な運転点を予測し、燃焼振動レベルあるいはNOxのレベルに応じて、自動的に調整を行うものである。

図6に自動調整システムの構成を示す。

従来のガスタービン制御装置に対して、自動調整機能を実施する自動調整システムを通信により接続する。自動調整システムにて得られたデータを元に、GT制御装置に対して制御修正動作を行う。

4.2 プラントデータ収集・解析機能

本機能はガスタービン制御装置より、高速で各種運転データ及び燃焼振動データを収集する機能を有している。

燃焼振動 (燃焼器内圧力変動) の信号は、周波数解析を実施し、燃焼振動のモードや構造系の固有値等に従って、管理すべきいくつかの周波数帯 (バンド) に分割される。

この周波数帯毎に後述する特性解析を実施する。

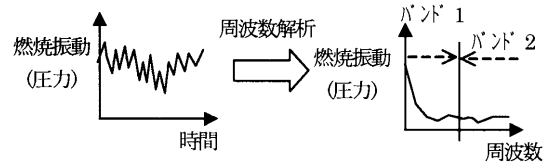


図7 周波数解析

4.3 燃焼振動検出器異常診断機能

本機能は、燃焼振動検出器の異常を検出する機能である。異常なセンサの信号に基づいて、調整を行った場合には、運転状態を悪化させる可能性があるため、本異常検知機能にて検出器の健全性を診断している。

異常と判断された検出器については、自動調整に使用しないようにしており、制御信頼性を向上させている。

異常の検出としては、各種ノイズ (電源、DC、ランダム) 成分の検出を行っている。

図8に電源ノイズの発生例を示す。

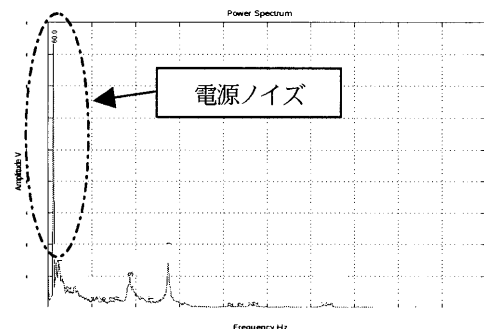


図8 電源ノイズ発生例

また、センサの信号処理として、翼の回転数成分による圧力脈動等の圧力変動成分を検出する場合があるため、これら変動成分の除去処理を実施し、燃焼に起因する圧力変動（燃焼振動）のみのデータを扱うように処理している。

4.4 燃焼振動発生予兆早期検知機能

燃焼振動発生の予兆を検知し、早期に対処（調整）することは、機器の損傷を未然に防止するために重要である。

特に、高い周波数成分の燃焼振動については、急激に発振する傾向があるため、予兆検知により事前回避を行う事が必要となる。

燃焼振動の発生予兆検知手法としては、燃焼振動を発生周波数帯に分け、周波数帯毎のオーバーオール値（P-OA）の変動量を監視する手法を用いている。

オーバーオール値を使用することにより、周波数帯のピーク値では捕らえられないような僅かな燃焼振動の変化による変動を捕らえることができ、早期に対処が可能となる。

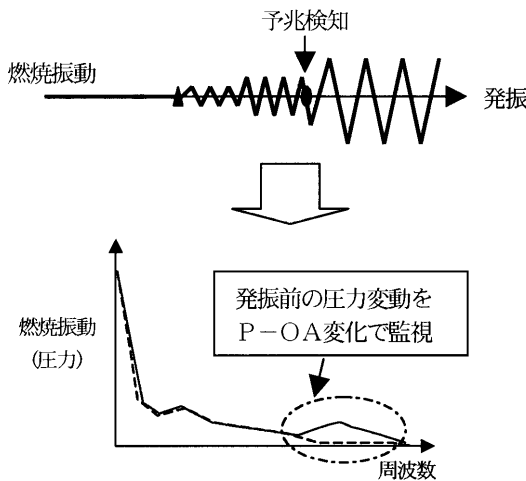


図9 予兆検知イメージ

4.5 安定領域予測機能

本機能は、収集されたプラントデータ及び過去の運転データより、燃焼器が安定に運転可能な領域を予測（モデル化）する機能である。

周波数帯毎に分類された燃焼振動レベル、NOx 排出量などをモデル化対象として、燃空比や圧縮機出口温度などのプラント状態量、大気温度や湿度などの気象条件を用いて、重回帰解析手法等によりモデル化する。過去の運転データより、相関式(1)を作成し、

$$P_i = a_{0i} + a_{1i} \cdot FX_{1i}(x_1) + a_{2i} \cdot FX_{2i}(x_2) + \dots$$

$$NO_x = a_{0n} + a_{1n} \cdot FX_{1n}(x_1) + a_{2n} \cdot FX_{2n}(x_2) + \dots \quad (1)$$

但し、 P_i ：周波数帯毎の燃焼振動レベル（予測値）
 NO_x ：NOx 発生量（予測値）
 a ：重回帰係数，FX：調整係数
 x_1, x_2, \dots ：燃空比等の燃焼パラメータ

これを元に、現在の運転データを用い、燃焼振動及びNOx 発生量が管理値を超えない解領域を求める。解領域の式は、簡単化すれば式(2)の形となる。

$$P_i \text{ 警報値} > b_0 + b_1 \cdot BV + b_2 \cdot PLCSO \quad \dots (2)$$

但し、BV：燃焼器バイパス弁開度
 PLCSO：パイロット燃料制御信号
 b_1, b_2, b_3 ：係数

これを満たす解領域が、周波数帯 i の燃焼振動レベルが警報値を超えない領域となる。

NOx 発生量についても同様に解領域を解くと、NOx 発生量が管理値を超えない領域を算出することが可能となる。

実際の操作量の算出にあたっては、これらの解領域に加えて、燃焼器やタービンの運用制限（失火制限やメタル温度制限等）を加味して、操作対象である PLCSO（パイロットノズル燃料量）、燃焼器バイパス弁開度の領域で運転可能領域を解いている。

図10に燃焼器の安定運転マップを示す。

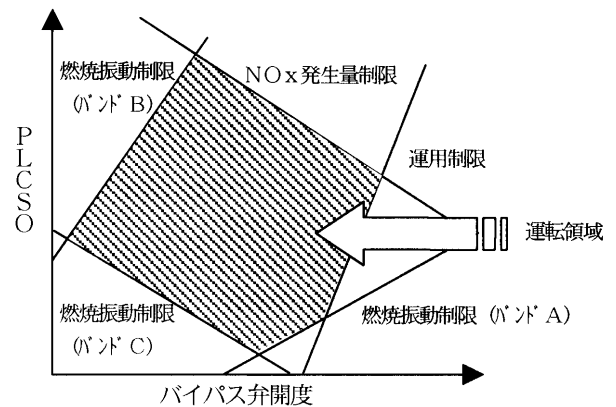


図10 燃焼器運転領域マップ

これらを各燃焼器で、順次採集されるデータを用いて、リアルタイムに演算を実施し、これら解領域で囲まれる一番面積の小さい部分が全ての燃焼器の制限を満たしたガスタービンが一番安定に運転可能な領域となる。

図11にガスタービン運転領域マップを示す。

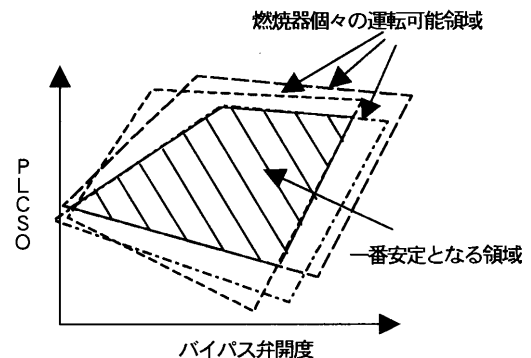


図11 ガスタービン運転領域マップ

上記については、 P_i = 警報値として解領域を求めているが、これを警報値の75%、50%と、評価しきい値を変えて同様の処理を実施すると、図12のような発生レベルの予測線の等高線表示が可能となる。

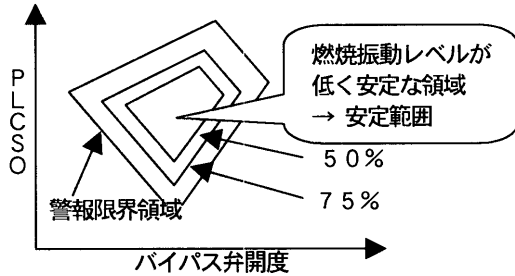


図12 安定領域マップの例

4.6 自動調整 (補正量算出) 機能

運転条件の変化等により現在の運転点が不安定領域 (燃焼振動レベル増加あるいは NOx 高等) に入った場合には、得られたデータを付加した上で、再度重回帰解析を実施し、得られた安定マップを元に、安定領域となる方向への PLCSO 及び燃焼器バイパス弁開度を算出し、自動的に調整・回避を行う。

図13に運転点の補正のイメージを示す。

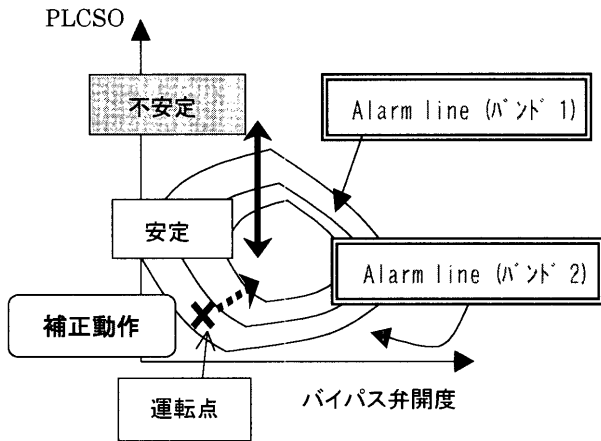


図13 運転点の補正イメージ

これらの自動調整・回避動作は、運転点が安定な領域となるまで、継続される。

自動調整・回避中もリアルタイムに順次データを収集・解析し、安定領域マップは順次更新されていく。

よって、別の燃焼振動成分の変化があった場合には、その変化も考慮された調整動作が実施される。

図14に一連の調整動作の流れを示す。

下記の一連の動作をリアルタイムに繰り返し実施し、ガスタービンの運転点を安定範囲内に保つ。

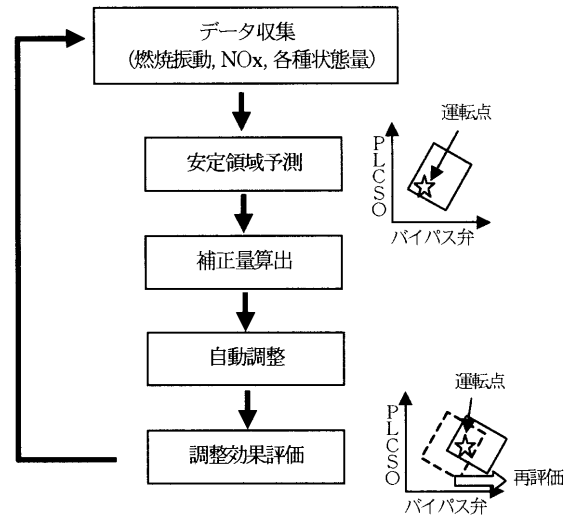


図14 一連の調整動作フロー

5. 実証設備での検証結果

自動調整システムを当社実証設備 (M501G 330MW 多軸 CC プラント) に設置し、実機検証を実施した結果を以下に記載する。

まず、プロトシステムを開発し、初めて自動調整に成功した。

図15に自動調整の実機試験結果を示す。

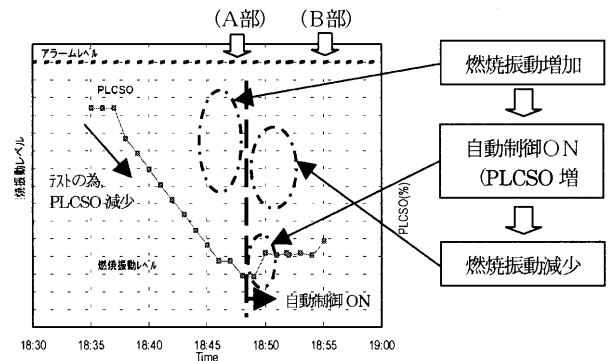


図15 自動調整実機試験結果

本試験においては、拡散燃焼であるパイロットノズル燃料量 (PLCSO) を低下させ、故意に燃焼安定性を低下させた状態にて、自動調整システムを使用し、燃焼振動レベルの増加に対して、自動的に PLCSO を増加させ、安定運転側に回避されることを検証した。

試験時の安定解析マップを図16に示す。

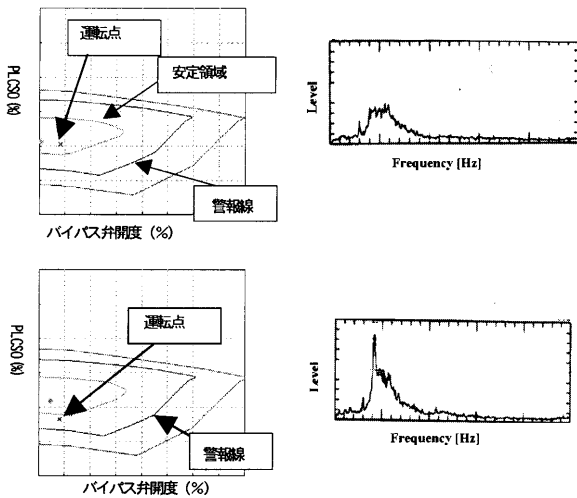


図16 安定領域マップ

(上図：安定，下図：不安定なケースを示す)

安定なマップ（図16上部）は、図15のB部の解析結果であり、不安定なマップ（図16下部）は、A部の解析結果である。

安定な場合のマップでは、燃焼振動レベルは低く、不安定な場合のマップ（運転点が安定運転範囲を超えている）では、燃焼振動レベルが増加することが確認できる。

次に、この試験結果より、自動調整手法の有効性が確認できたため、商品化の開発を進めた。

商品化においては、ガスタービン制御装置に搭載可能な専用モジュールの開発及び調整アルゴリズムの見直しによる設備のコンパクト化を実施し、前述の図6のシステム構成とした。

商品化のシステムについても、プロトシステムと同様に当社実証設備に設置し、各種機能試験及び長期信頼性

検証を実施している。

図17に複合条件での試験結果を示す。

本試験は燃焼器の運用条件（負荷等）を変化させ、2種類の異なる燃焼振動を発生させ、これらに対して自動的に安定側に回避・調整されることを確認した。

試験結果では、まず、バンドAの燃焼振動（低い周波数成分）が増加し、これに対して、PLCSOを増加させて対応し、次の運転条件では、バンドBの燃焼振動（高い周波数成分）が発生したが、早期検知機能により、警報レベルに達する以前に、PLCSOを急速に低下させ、結果として両者の燃焼振動を常時警報レベル以下に制御している。

当社実証設備にて、5ヶ月に亘り、本システムを使用した実機検証を実施しているが、初期に諸パラメータを調整した他は、現在に至るまで、問題なく使用継続している。

実機検証により、安定解析マップの確認、自動調整機能の確認、環境条件変化に対する対応機能等の各種機能検証を実施した。

また、当社実証設備のプラント運転形態はDSS運用（Daily Start & Stop：毎日起動・給電・停止）であるが、本システムにより、稼働率を低下する事なく運用を行っている。

今後も実証設備に継続設置し、更なる信頼性向上の検証を図る所存である。

6. 結言

各種データに基づき、燃焼器の特性モデル化、安定運転領域解析を実施し、運転状態変化に対して、自動的に安定運転となるように調整する自動調整システムの開発に成功した。

当社実証設備において、5ヶ月以上の長期検証を実施し、システムの信頼性・機能の有効性の検証を行った。

本システムにより、今後予混合燃焼器の運転信頼性・稼働率は更に向上するものと考えられる。

今後は順次各プラントに採用し、プラント稼働率向上・信頼性向上を図っていく。

また、更なる機能拡充・向上を図る開発を継続していく。

参考文献

- 1) 前川 明寛, 他6名, 第30回ガスタービン定期講演会 講演論文集 A-21 P143-144 (2002)
- 2) H. IBA, et al., IGTC paper 03-TS-147 (2003)
- 3) C. Koenke, et al., ASME paper GT-2003-38954 (2003)

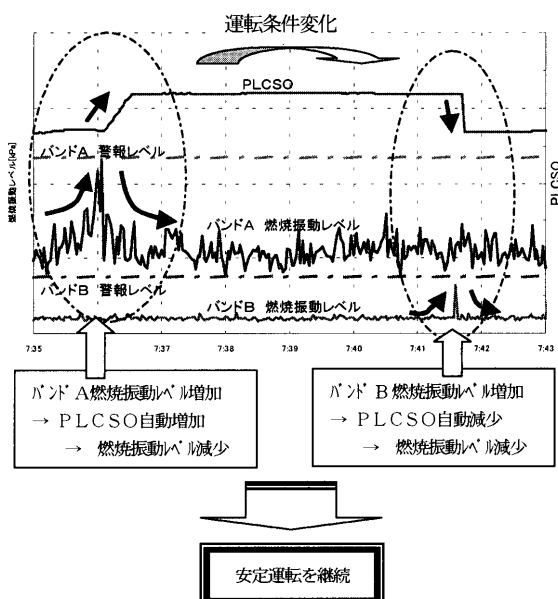


図17 複合試験結果

希薄急速混合低 NO_x 燃焼技術の現状

藤 秀実*¹

TOH Hidemi

キーワード：低 NO_x，希薄，急速混合

1. まえがき

地球温暖化などの環境問題に対処するため、ガスタービンから排出される NO_x 及び CO₂ を低く抑えることが要求されている。CO₂ はガスタービン用燃料として主に用いられている炭化水素系燃料の燃焼排出物であるので、CO₂ 低減にはガスタービンそのもののサイクル効率を高め、使用燃料を少なくする必要がある。このためガスタービンとしては高温、高圧化を図りサイクル効率を高めることが求められている。

従って環境問題に対処する燃焼器に必要な技術として、高温・高圧状態での低 NO_x 燃焼技術が要求される。NASA (米国航空宇宙局) では10年後には NO_x を70%、CO₂ を25%、25年後には NO_x を80%、CO₂ を50%削減するエンジン開発計画がある。現在 UEET (Ultra Efficient Engine Technology) プログラムが進行中で、そ

こではエンジン全体圧力比55~60、TIT (タービン入口温度) 1700℃以上の高温高圧エンジンをターゲットにした低 NO_x 燃焼技術の開発が行われている。

2. NO_x 生成機構と低 NO_x 燃焼方法

ガスタービン燃焼器から排出される NO_x のうち、その大半はサーマル NO_x で占められている。このサーマル NO_x は図1⁽¹⁾に示すように、理論当量比付近の火炎温度が高い領域で急速に生成される。従来のガスタービン燃焼器ではこのような高温領域が一次燃焼領域に存在し、そこで NO_x の大部分が生成されていた。この領域で生成された NO_x はそのまま燃焼器から排出される。従って NO_x 低減のためには、このような高温領域を作らないか、或いは高温領域をできるだけ限られた領域にする必要がある。

また図2に示すように NO_x 発生が抑えられる低当量比領域でも、当量比分布が不均一な場合には NO_x 低減の効果が少なくなる⁽²⁾。このため NO_x 低減のためには燃焼領域を当量比が均一で低当量比とすることが有効で

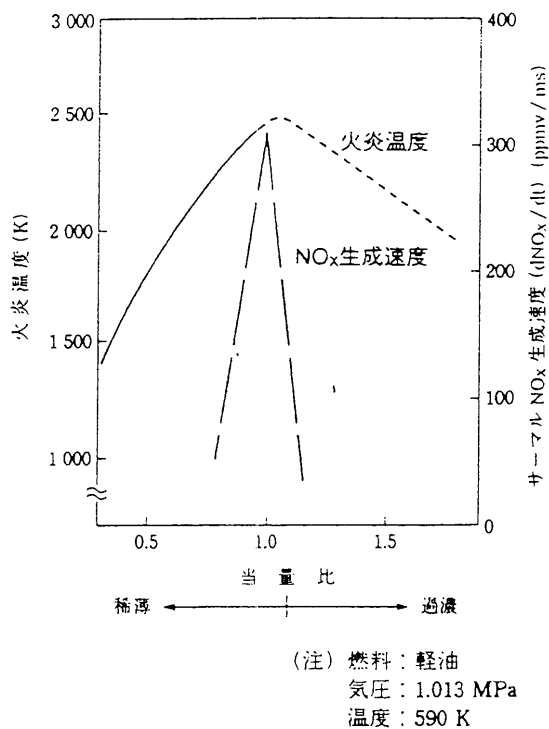


図1 当量比と火炎温度，サーマル NO_x 生成速度

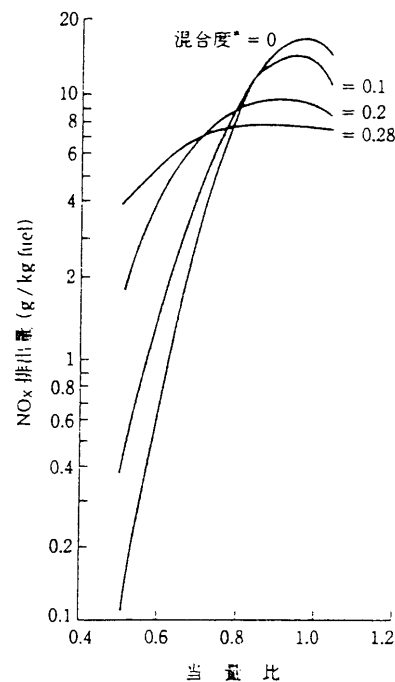


図2 混合度の NO_x 排出量へ与える影響
(注) * : 局所当量比の標準偏差 / 平均当量比

原稿受付 2003年11月27日

* 1 石川島播磨重工業(株)要素技術部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 IHI 瑞穂工場

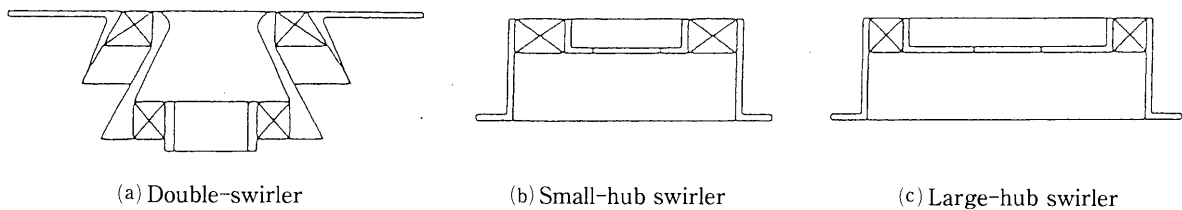


図3 供試スワロー

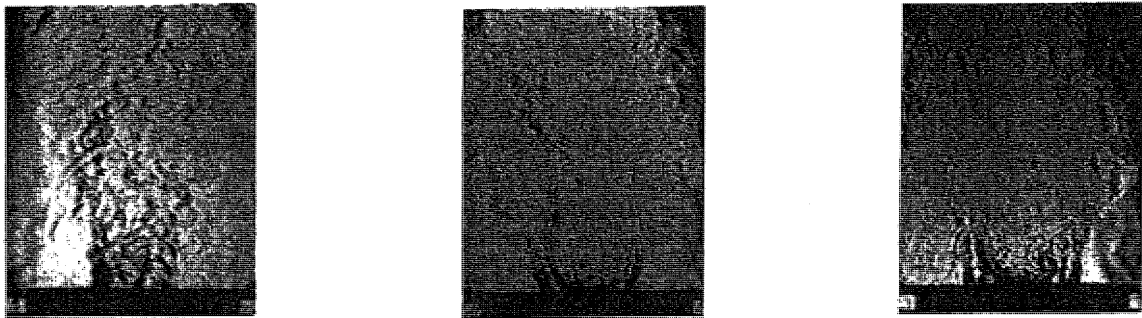


図4 シュリーレン写真

ある。最近はこのため、燃焼領域に燃料が流入する前に多量の空気とあらかじめ混合させる希薄予混合方式が用いられている。

一方 CO₂低減のため燃焼器入口の空気が高温・高圧化されると、燃料と空気が混合してから燃焼が始まるまでのいわゆる着火遅れ時間が短くなる。このため十分に燃料と空気が混合する前に反応が始まってしまう、予混合燃焼による NOx 低減効果が減少してくる。

従って高温・高圧化に対応した低 NOx 燃焼技術においては従来の予混合燃焼方式では不十分で、燃料と空気の混合を短時間で行う、急速混合技術が必要になってくる。急速混合とはいいかえると、混合距離を短くすることでもある。

3. 急速混合低 NOx 燃焼方法の研究開発例

混合距離を短くするため、混合域の空気流の乱れを強くする、或いは燃料と空気の混合部を小さくし、混合する空気量及び燃料流量を少量にして混合距離を短くするなどの方法が考えられる。

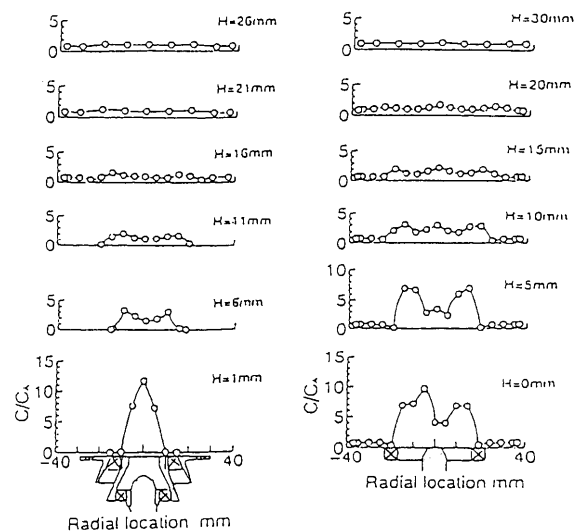
以下にこれらの具体的な研究開発例を紹介する。

3.1 混合部の乱れを強くする方法

3.1.1 ダブルアクシャルスワローによる混合促進

NAL ((独) 航空宇宙研究所, 現在 JAXA) においてアクシャルスワローを半径方向に2個並べて乱れを強くし、混合促進を図った⁽³⁾。NALは噴射弁とアクシャルスワローを組み合わせた3種類の供試体を用いて、天然ガスを燃料とした燃焼試験及び混合計測を行っている。NALが用いたダブルスワロー, 小径の従来型スワロー, 大径の従来型スワロー供試体を図3に示す。空気と燃料の混合状態のシュリーレン写真を, 図4に示す。計測条件は空気温度350K, 流速5m/s, 当量比0.5であ

る。混合状態はこの図からダブルスワロー, 小径スワロー, 大径スワローの順に良いといっている。次にダブルスワローと大径スワローの燃料濃度計測結果を図5に示す。濃度計測試験は燃料としてメタン1%の空気混合気を噴射弁から噴射し, 空気との混合を非燃焼状態で調べたものである。また図中のHはスワロー出口からの距離を示し, C及びCAはそれぞれ局所及び平均の濃度を示す。この図からダブルスワロー形態の方が, 大径スワローよりもスワロー近傍で濃度の均一化が図られており, H=16mmではほぼ濃度分布はフラットになっている。さらに燃焼状態の局所 NOx の計測を行っており, その結果は図6に示すように, ダブルスワローによる低 NOx 化が確認されている。特にH=20mm地点ではダブルス

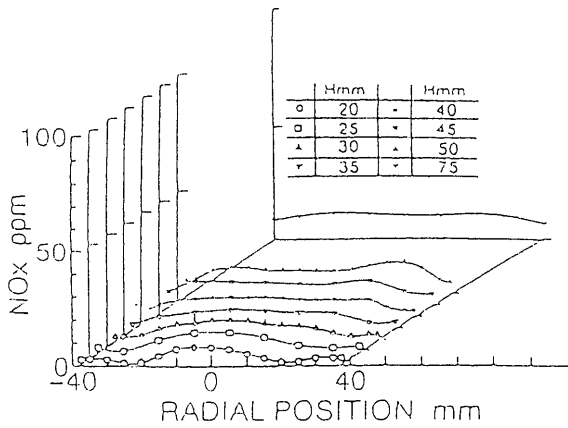


(a) Double-swirler burner (b) Large-hub swirler burner

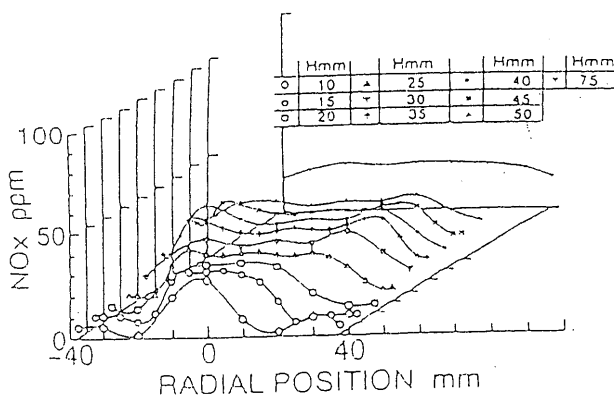
図5 濃度分布計測結果

ワーラの NOx 濃度は小径スワーラの 1/3, 大径スワーラの 1/6 であった。これらの結果からダブルスワーラにより, 燃料と空気の混合が均一になるまでの距離を短くすることができ, 低 NOx 化が図れることがわかった。試験は大気圧で行われており, 圧力, 温度レベルが低い場合には低 NOx 化に有効であるが, 将来の高温・高圧化に対応するには更なる研究が必要である。

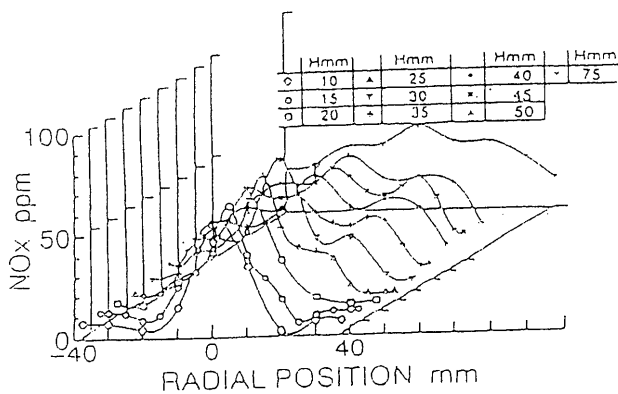
IHI では混合促進を強めるため 3 重スワーラを用いて



(a) DOUBLE-SWIRLER BURNER



(b) SMALL-HUB SWIRLER BURNER



(c) LARGE-HUB SWIRLER BURNER

図6 NOx 計測結果

いる⁽⁴⁾。図7にこの3重スワーラを示すが, 空気の旋回方向を様々に変えた試験を行い, 性能への影響調査を行っている。

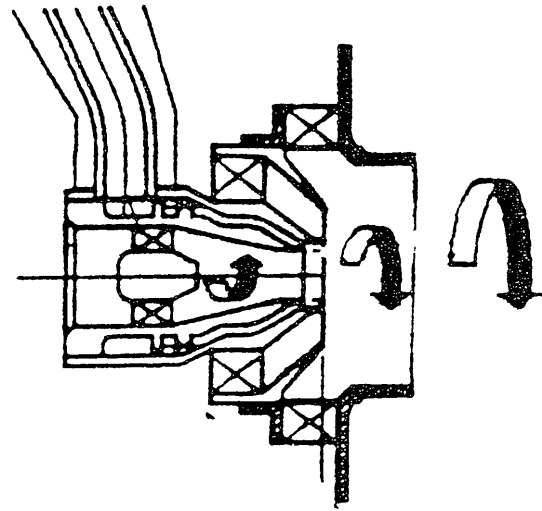


図7 3重スワーラ

3.1.2 ラジアルスワーラ+燃料中心から外向き噴射による混合促進

英国 Leed 大学では低 NOx 化のための混合促進と燃焼安定性にも配慮するため, ラジアルスワーラを利用した研究⁽⁵⁾を行っている。本研究では燃料をスワーラ中心から外径方向に垂直に噴射している。試験では天然ガス, プロパンガスを使用し, ラジアルスワーラの羽根植込角を変え, NOx, 燃焼効率及び吹消え性能への影響を調べている。スワール数は3未満で行われている。使用された供試体を図8に示す。天然ガスを用いての NOx 及び燃焼効率の計測結果を図9に示すが, Leed 大での実験では羽根角度に対し, NOx 及び燃焼効率は微妙に変化し, 20~30°に最適な角度であった。一方吹消え性能についていえば, ラジアルスワーラの羽根角度が大きくなるにつれてよくなっていく結果となっている。低 NOx, 高燃焼効率及び広い燃焼安定範囲を同時に確保するには, フローパターンの最適化だけでなく, 燃

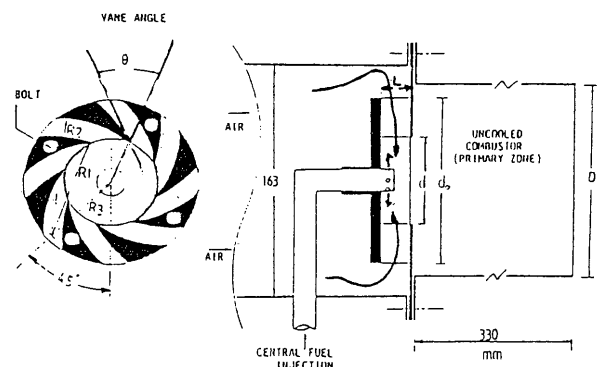


図8 ラジアルスワーラ+外向燃料噴射供試体

料の噴射位置も含めた最適化が必要ではと筆者は考える。

3.1.3 渦巻火炎による混合促進

混合促進のため、バーナライナに接線方向から空気を導入し、スワール数10以上の強い旋回流を作りその中に燃料を流れに垂直に噴射した渦巻火炎バーナの研究開発をIHIで実施している⁽⁶⁾。渦巻火炎バーナの模式を図10に、試験供試体を図11に示す。本方式は強いスワールにより、外周側には強いせん断流、内側には低速流が存在

し、この強いせん断流中に燃料が存在すると、火炎のストレッチ効果による低 NOx 化が期待でき、一方内側の低速領域に燃料が適度に存在すると広い燃焼安定範囲が確保できるとの発想である。本方式では燃焼域のフローパターンと燃料噴射位置が重要であり、燃料噴射位置や空気ポート形状等を変えて NOx への影響を調べている。図12に空気ポート出口速度と NOx との関係を示す。空気ポート数 Na および燃料噴射ポート数 Nf は共に 8、燃料噴射半径方向位置はバーナライナ径で無次元化し $r/R = 0.67$ である。空燃比 (空気と燃料の流量比) は 37.4 に固定し、入口空気温度 T_3 を 573K と 673K につい

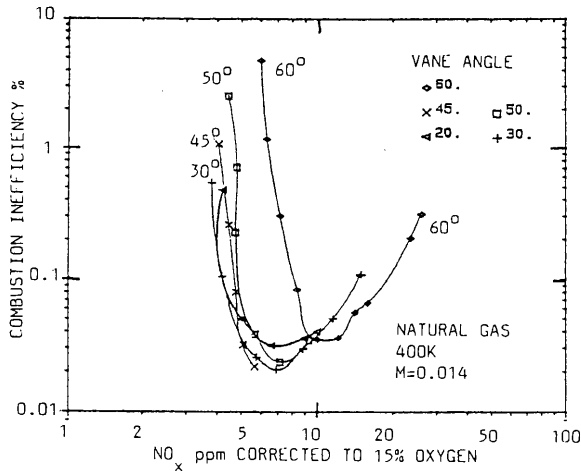


図9 ラジアルスワラの NOx, 燃料効率計測結果

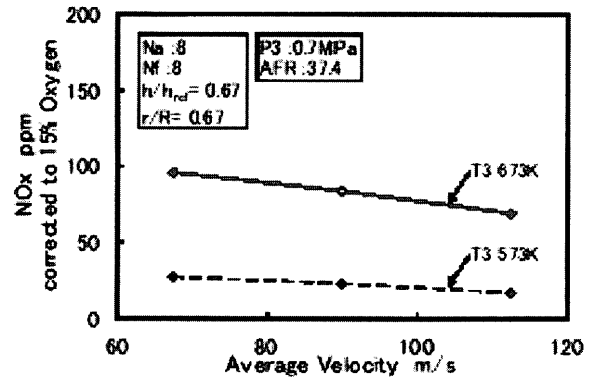
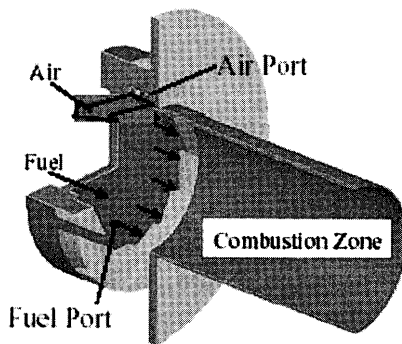


図12 空気ポート出口流速 (周方向) と NOx の関係



(a) Test Burner Image

図10 渦巻火炎バーナ模式図

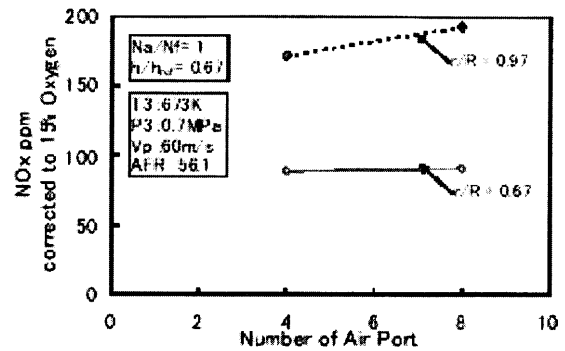
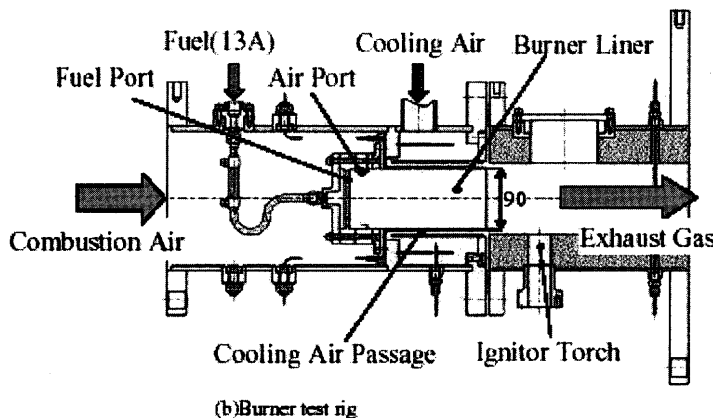
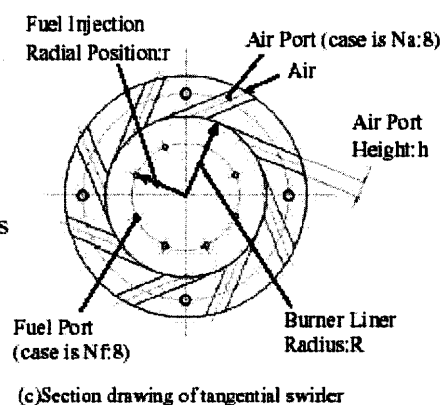


図13 空気ポート数, 燃料噴射位置と NOx の関係



(b) Burner test rig



(c) Section drawing of tangential swirler

図11 渦巻火炎バーナ供試体

て試験したが、どちらも周方向速度が大きくなると、ストレッチ効果が大きくなり NOx 値が低下することがわかる。また図13に示すように空気ポートの数の影響はそれ程ない、燃料噴射の半径方向位置が効くことがわかった。更に NOx を削減するためには、燃料噴射位置を周方向空気速度の半径方向の変化量をパラメータとする下式のフレームストレイン率 (F.S.R) の値が大きい場所にする必要があることがわかった。

$$F.S.R = r \cdot d(U_t/r)/dr \quad (1)$$

ここに U_t は空気流周方向速度成分、 r はバーナライナの径方向距離である。

NOx については従来燃焼器と比較し、1/3程度にはなっているが、まだ十分な低 NOx 化が図れておらず今後更に、最終的な燃焼器形態を考えての研究開発が必要である。

3.2 噴射弁、スワラの小型化

NASA ではマルチポイントインテグレートドモジュール (以下 MPI) となづけられた、パネルの上に多数の小型噴射ノズルが配置された噴射弁を研究開発している⁽⁷⁾。MPI の模式図を図14に、写真を図15に、また MPI を組み込んだ15°セクタ燃焼器を図16にそれぞれ示す。MPI は3枚のパネルを拡散接合している。各々のパネルは燃料を噴射する圧力微粒式単孔ノズルが配列されているもの (この図のモデルではパネルに36個の燃料噴射弁が設けてある。)、燃料のコーキングを防止する熱遮蔽の役割のもの、燃料を各々の噴射ノズルに分配する役割のものである。噴射弁の出口オリフィス径は0.51mmである。セクタ燃焼器では希釈孔は持っておらず、空気は MPI から流入する燃焼用 (79%) とライナ冷却用 (21%) である。燃料はエンジンレーティングに応じて噴射する場所が決まっているいわゆる燃料ステージングが行われる。燃料噴射ノズルは小型化されているため、微粒化特性はそれほど良くないようで、噴射弁差圧 7kPa で JetA-1燃料の SMD (ザウタ平均粒径) が60 μ m と記さ

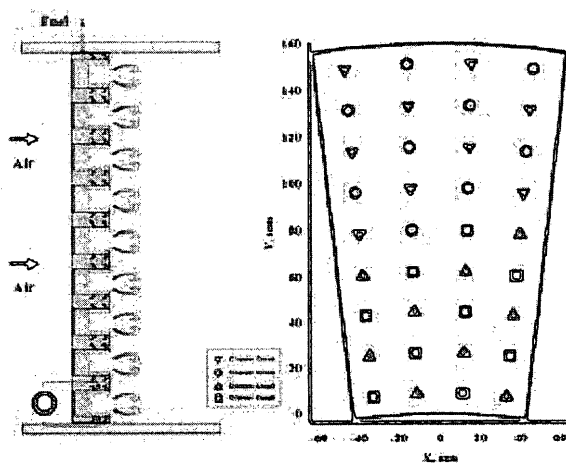


図14 空気ポート数、燃料噴射位置と NOx の関係

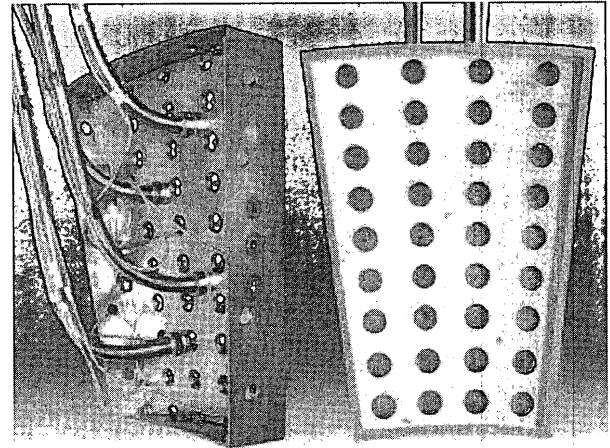


図15 MPI

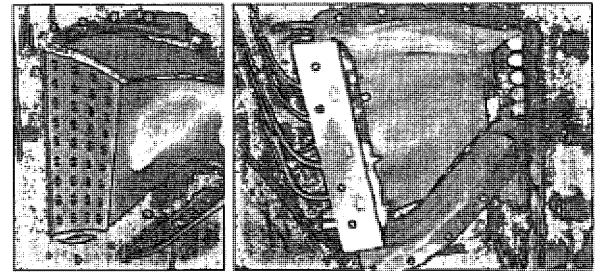


図16 MPI を組み込んだセクタ燃焼器

れている。この燃焼器にて約5MPa までの高温高圧試験を行い逆火、自着火を起こさないことを確認している。

NOx 値については入口の空気及び燃料の状態量と相関をとっており以下の相関式で表せるとしている。

$$EINO_x = 3.35 \cdot P_3^{0.594} \cdot \exp(T_3/194) FAR^{2.33} (\Delta P/P)^{-0.565} \quad (2)$$

$$\text{または}$$

$$EINO_x = 1.31 \cdot P_3^{0.594} \cdot \exp(T_3/194) FAR^{1.69} (\Delta P/P)^{-0.565} \quad (3)$$

ここに P_3 は燃焼器入口圧力、 T_3 は入口温度、 FAR は燃空比 (燃料と空気の流量比)、 $\Delta P/P$ は燃焼器圧力損失である。

図17にはこの相関図を示すが、計算値と実測値が一致しており、よい相関になっていることがわかる。高負荷条件での燃焼効率を図18に示すが、この図から高効率が得られていることがわかる。低負荷条件での燃焼効率を図19に示す。99%以上を目標としており、そのためには FAR を0.012以上にする必要があり、更なる燃料ステージングが必要と報告されている。UEET プログラムの仮想サイクル (表1に示す) で航空機のアイドル、テイクオフなどの飛行モードからの排出ガスを累積する ICAO LTO (International Civil Aircraft Organization Landing & Take Off) サイクルでの NOx 値を計算し1996年規制値と比較すると、規制値より40%低い結果となり、高温・高圧対応の低 NOx 燃焼技術としては有望であると NASA はいっている。しかし、45時間運転を行い、燃料流量、燃料圧力に変化はなかったが、スワラプレートにバツ

表1 UEETの仮想サイクル値

	Power	time	Pt3.0	T3.0	APP	FAR ₀	W _{in,tot}	Wf
	%	min	kPa	K			kg/s	kg/s
SLTO	100.0	0.7	5426.2	969.8	0.04	0.0289	99.338	2.869
Climb	85.0	2.2	4709.1	933.7	0.04	0.0266	88.905	2.365
Approach	30.0	4	2054.6	740.4	0.04	0.0157	46.040	0.725
Idle	7.0	26	992.8	615.4	0.04	0.0093	25.900	0.241

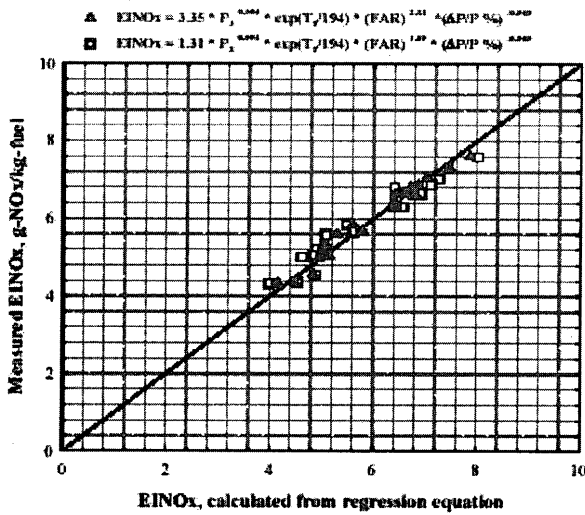


図17 NOxと燃焼器入口状態量

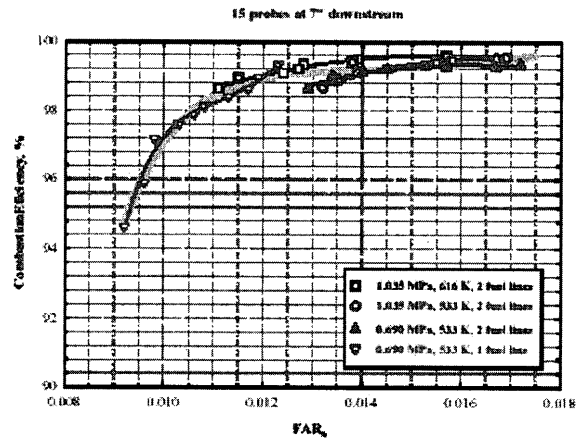


図19 低負荷時の燃焼効率

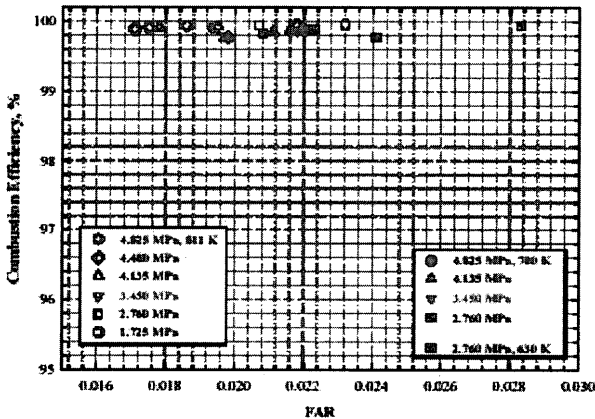


図18 高負荷時の燃焼効率

クリングが起こっており、改良が必要であるとNASAは考えている。更に小型化を行うに伴い燃料通路が狭くなるためコーキング対策が厳しくなることや、燃焼器システム上の課題（着火方法等）などまだまだ実用化には多くの課題が残っていると筆者は考えている。

4. まとめ

将来の高温・高圧化での低 NOx 燃焼技術として必要な急速混合燃焼技術の研究開発現状について述べた。ダブルスワラ、3重スワラなどは温度、圧力レベルが低

い場合にはガスタービン燃焼器に既に採用され、低 NOx 化に現在貢献している。一方将来の高温・高圧レベルでの低 NOx 化のための急速混合燃焼技術についてはまだ確立されておらず、革新的な CFD や計測技術等を活用しつつ解決すべき技術課題が多く残されている。

参考文献

- (1) Davis, L., Washam, R. M., ASME Paper 89-GT-255, 1989.
- (2) Lyons, V. J., Fuel/Air Nonuniformity-Effect of Nitric Oxide Emissions, Paper prepared for nineteenth AIAA Aerospace Sciences Meeting 1981.
- (3) T. Terasaki, S. Hayashi, "Lean Non-Premixed Combustion for Low-Nox Gas Turbine Combustor", 95-YOKOHAMA-IGTC-81.
- (4) 藤秀実, 渡辺猛, 細井潤, 米澤克夫, 林正純, 後藤聡, ジェットエンジン用燃焼器の研究開発, 防衛技術, pp21-30, 1992年11月.
- (5) H. S. Alkabie, G. E. Andrews, "Reduced Nox Emissions using Low Radial Swirler Vane Angles, ASME Paper 91-GT-363.
- (6) N.Hiromitsu, J. Hosoi, H. Toh, O. Kawaguchi, "Development of Low Nox Diffusive Burner Applying Spiral Flame Combustion, IGTC2003Tokyo TS-135
- (7) R. Tacina, C. Wey, P. Laing, A. Mansour, "Sector Tests of Low-NOX, Lean-Direct-Injection, Multipoint Integrated Module Combustor Concept", ASME Paper GT-2002-30089

産業用ガスタービン燃焼器の低 NO_x 燃焼技術

木村 武清*¹
KIMURA Takeshi

木下 康裕*¹
KINOSHITA Yasuhiro

キーワード：低エミッション燃焼器，希薄予混合燃焼，触媒燃焼，デュアル燃料燃焼器

Low Emission Combustor, Lean Premixed Combustion, Catalytic Combustion,
Dual Fuel Combustor

1. はじめに

近年、天然ガス焚きのガスタービンを原動機とするコンバインドサイクル発電システムや熱電併給のコージェネレーションシステムは、高い熱効率、熱利用率が得られることに加え、良好な排気清浄性からも注目され、急速に需要を伸ばしている。最新のガスタービンは高温化が著しく、大型ではタービン入口温度（TIT）が1300～1350℃のF型を中心として、1500℃級のG型も商用運転が開始されており、G型やH型では熱効率はプラント総合効率で50%を超えている（HHV基準）。中型ガスタービンでもTITが1200～1250℃に達しており、その熱効率は単体で35%、熱電併給のコージェネレーションシステムとしての熱利用率では80～90%となり、経済性が極めて高くなっている。

このような高温化の一方で厳しい排出基準を満足する必要があるため、低NO_x燃焼技術の開発も急速に進んでいる。最新のガスタービンでは、天然ガス焚きを中心として希薄予混合燃焼を用いたドライ式低エミッション（DLE）燃焼器が搭載され、従来の水・蒸気噴射方式では問題の多いNO_x排出値25ppm（O₂ 15%換算以降同様）以下を保証するものが多い。さらに、ゼロエミッションを目指した触媒燃焼器や、燃料多様化の要請から天然ガスのみならず、液体燃料も同じ燃焼器で使用できるDual Fuel DLE燃焼器等の新しい燃焼技術の開発も行われている。

本報では、このような産業用ガスタービンの低NO_x燃焼技術にスポットライトをあて、最新のDLE燃焼器の開発を中心にその技術動向と将来に向けた展望を行う。

2. NO_x 低減方式

ガスタービン燃焼器で発生するNO_xは、空気中の窒素分子が高温状態で酸化されて発生するサーマルNO_xと燃料中に含まれる窒素分から燃焼に際して生成されるフューエルNO_xに分けることができる。窒素分が含まれる低質重油等を燃焼させた場合には、サーマルNO_xとフューエルNO_xの両方が生成されるが、窒素含有

量が極めて少ない都市ガスや灯油、軽油を燃焼させた場合に発生するのはすべてサーマルNO_xである。また、NO_x低減方法としては、燃焼器の工夫による改善とガスタービンから出た後の排ガスを処理（脱硝）する方法に大きく分類される。燃焼改善によるNO_x低減として最も効果があるのは火炎温度を下げる方法であり、これには湿式法と乾（ドライ）式法がある。水または蒸気を燃焼器内部に噴射して火炎温度を低下させる湿式法は比較的簡単で確実にNO_x低減できるためこれまでに多くのガスタービン燃焼器で実績があるが、熱効率の低下、カーボンによるタービンの劣化、水処理装置等設備費の増加などの問題がある。ただし、灯油やA重油など液体燃料を専焼とするガスタービンでは、後で述べるドライ式低NO_x燃焼技術がまだ十分に確立されておらず、現在もこの湿式法が中心となっている。

一方、ドライ式法は燃焼そのものの改善によってNO_x低減を図る方法であり、近年、天然ガスを燃料とする産業用ガスタービンを中心に、燃焼する前に予め燃料と空気を火炎温度が低くなるような薄い混合比で混合させた後に燃焼器に導く、希薄予混合燃焼法による低減が注目されている。希薄予混合燃焼法では、燃料濃度が均一なため局所的に火炎温度が高温となる領域が存在せず、また燃料の希薄化により火炎温度自身を低下させることができるため、サーマルNO_x発生的大幅な抑制が可能である。しかし、予混合燃焼の場合NO_xの発生を抑制しながら安定に燃焼する混合比範囲は狭く、燃料を希薄にしすぎると不完全燃焼を生じて燃焼の安定性が著しく低下し、逆に過濃になると生成されるNO_xは指数関数的に増加するという短所他、逆火や振動燃焼が発生し易いという本質的な問題点もある。しかし、このような短所が存在するにもかかわらず、希薄予混合燃焼法を採用した燃焼システムはNO_x低減効果が高く、経済性、信頼性、耐久性の向上などにもメリットが多いことから、天然ガスを燃料とする発電用ガスタービンやコージェネレーションシステム等で積極的に開発が行われており、実用化もかなり進んでいる。

また、ドライ式の中でも究極のNO_x低減技術、ゼロエミッション技術と位置づけられているものに触媒燃焼方式がある。希薄予混合燃焼方式でのNO_x低減能力は

原稿受付 2003年12月8日

*1 川崎重工業株式会社 ガスタービン開発センター
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

せいぜい10~15ppm 程度と考えられるが、触媒燃焼方式では予熱燃焼器での NOx 排出を含めても数 ppm まで低減可能である。触媒燃焼と他の燃焼方式との差違を図1に示す⁽¹⁾。拡散燃焼では、2000℃程度の高温度火炎で燃焼するために大量の NOx を発生する。希薄予混合燃焼では、空気比2程度に希薄予混合し、1500℃程度の火炎温度で燃焼させるもので、大幅に NOx 低減できる。これに対し触媒燃焼は、触媒部での反応を空気比3~4にして最高火炎温度を燃焼器出口温度とするため、NOx をほとんど発生させない方式である。このように触媒燃焼は成功すれば NOx の排出を極限に低減できるものの、燃焼触媒自身の劣化や耐久性などに問題があり、構造や制御の面でも複雑であることなどから、20~30年

前から各社で研究開発が行われていたが、実用化には至らなかった。しかし、近年、燃焼触媒の改良、過熱防止の工夫、性能劣化診断技術が確立されたことにより、小型ガスタービンで触媒燃焼を利用したガスタービンが実用化されている。各種 NOx 低減法を表1にまとめる⁽¹⁾。

次章、国産ガスタービンを中心に最先端の DLE 燃焼器とその低 NOx 燃焼技術を紹介する。

3. DLE 燃焼器と低 NOx 燃焼技術

3.1 ガス焼き DLE 燃焼器

a. 大型ガスタービン

発電用大型ガスタービンは、現在1300~1350℃級のF型が中心となっている。図2は三菱重工製 M701F ガスタービンに搭載されている希薄予混合燃焼法を採用した DLE 燃焼器である⁽²⁾。前述したように希薄予混合燃焼は NOx の低減効果が高い反面、安定燃焼範囲が狭く、燃焼振動や吹き消えを起こしやすい特性があり、一方拡散燃焼は可燃範囲が広く、火炎は安定している反面、NOx の排出が多い欠点を有する。現在実用化されている DLE 燃焼器の多くは、拡散燃焼と希薄予混合燃焼を併用したハイブリッドタイプであり、それぞれの長所をうまく利用した燃焼制御を行っている。この M701F 型

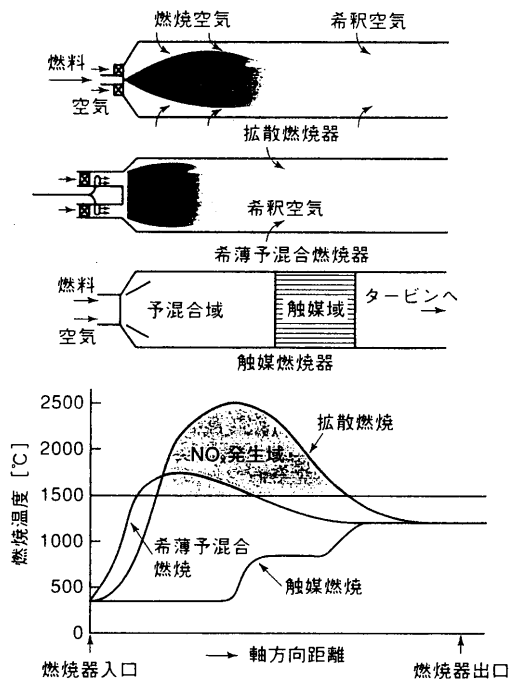


図1 触媒燃焼と他の燃焼方式との差違

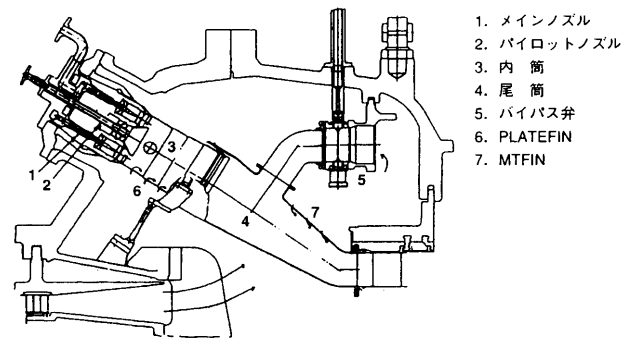


図2 M701F ガス焼き DLE 燃焼器の構造

表1 各種 NOx 低減法

低減方法	NOx低減効果	実現の容易さ	問題点	備考
水または蒸気噴射	70%~80%	◎	水およびその処理装置が必要。運転費、設備費増加。火炎安全性悪化。CO、HC増加、燃焼圧力変動増加。耐久性劣化。	実用段階
燃焼器改良 (拡散燃焼)	20%	○	CO、HC増加。低減効果低い。	
予混合燃焼	70~80%	△	作動範囲が狭く、可変機構などの対策が必要。逆火の可能性ある。制御装置複雑。	ガス炎では実用例あり
二段燃焼	予混合二段燃焼	△	燃焼器構造が複雑、制御装置も複雑。	ガス炎では実用例あり
	Rich-Lean	△	CO、HC、すすの発生増加。燃焼器壁温上昇。	Fuel NO _x に効果あり
触媒燃焼	80~90%	△	燃焼器大型化。構造複雑化。制御複雑化。応答性悪化。圧力損失大。耐久性未知数。	
排ガス脱硝	85%	○ (中温) △ (高温)	反応温度に制約。装置大型化、建設費大。運転費増加。アンモニア飛散による二次公害。	小型では実施困難

の燃焼器は、燃焼器頭部中央に拡散燃焼を行うパイロット燃料ノズル1本と、周囲に希薄予混合燃焼を行うメイン燃料ノズル8本を有するマルチバーナ方式を採用している。メイン燃料ノズルは、AとBの2つのグループに分けられ、交互に配置されている。ガスタービンの起動・低負荷時および急激な出力変化時には火炎が吹き消えないようにパイロット燃料による拡散燃焼とメインAを使用し、一方負荷が高く安定した出力時には火炎の安定を保ちながらパイロット燃料を絞り、メインA、Bの燃料を増加させて希薄予混合燃焼の割合を増して、NOxの排出を最小化するように制御している⁽³⁾。これにより本燃焼器は、天然ガス燃焼時のNOx排出値として25ppm以下を達成している。

DLE燃焼器の重要な性能として低NOx運転範囲がある。部分負荷時には燃料の対空気比率が低下するため、安定燃焼範囲が狭い予混合燃焼では火炎を安定化させる工夫が必要となる。この工夫としてM701F型では空気バイパス弁を燃焼器の尾筒に装着している。空気バイパス弁はDLE燃焼器における適正な燃料と空気の混合比を確保する機能を持ち、部分負荷時には圧縮機吐出空気の一部を尾筒に直接バイパスさせることで、予混合燃焼領域の燃料の対空気比率を最適値に保持するように働き、その結果広い負荷範囲で安定した低NOx運転を可能にしている。

大型エンジンでは高効率化のために更なる高温化が進んでおり、三菱重工は1500℃級のG型、H型を開発している。これらの高温ガスタービンに使用されているDLE燃焼器は、前述した1300℃級のF型で実績のある低NOx燃焼技術を基に開発されており、TITが上昇しても予混合燃焼領域における燃料の対空気比率が同じになるように設計されている。これにより、NOx排出値はF型並を達成している⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

圧縮機から燃焼器に送られてくる空気は、通常、燃焼用空気、燃焼器冷却空気と出口温度調節用の希釈空気に配分されるが、これらの配分割合は採用する燃焼方式により異なる。図3にTITと燃焼器の空気配分割合の関係を示すが、希薄予混合燃焼は従来の拡散燃焼に対し多くの燃焼用空気が必需であり、TITの上昇と共にその配分は増加する⁽²⁾。そのため、1200℃級ガスタービンのDLE燃焼器では、まず希釈空気として配分すべき空気がなくなり、さらにTITが上昇する場合には従来のフィルム冷却構造ではなく、より高効率な冷却が必要になることを同図は示している。しかし、G型、H型のようにTITが1500℃級にも上昇すると、高性能冷却構造を適用しても冷却空気が不足するようになる。そこで、G型、H型では燃焼器ライナ及び尾筒の壁面冷却について冷却空気を必要としない世界初の回収型蒸気冷却方式を採用しているのが特徴である。図4に蒸気冷却方式の燃焼器と尾筒を示す⁽⁶⁾⁽⁷⁾。

海外では、ジェネラルエレクトリック（GE）社が

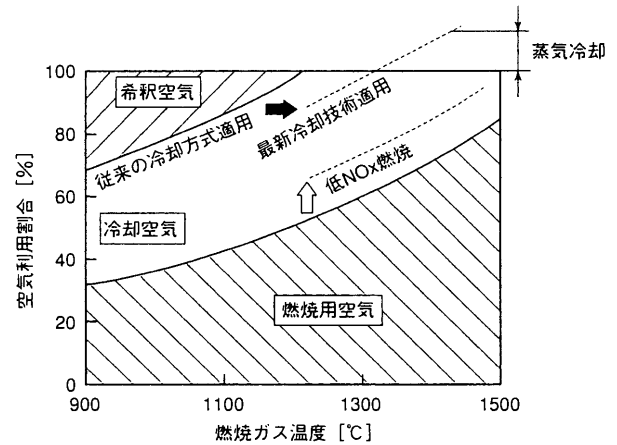


図3 TITと燃焼器の空気配分割合の関係

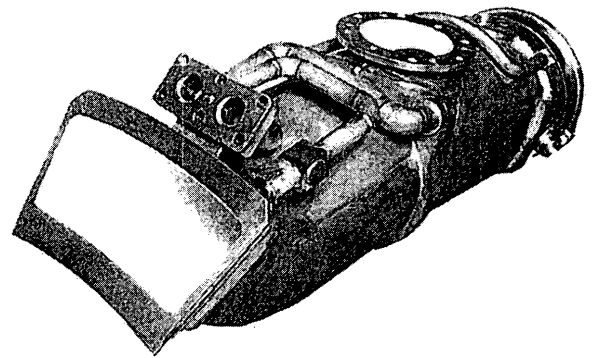


図4 回収型蒸気冷却燃焼器と尾筒

1350℃級のF型MS7001FAにおいてM701Fと同様なマルチバーナ方式のDLE燃焼器を開発しており、バーナ本数の切り替えにより50%負荷以上で25ppm以下を保証している⁽⁸⁾。また、回収型蒸気冷却式の1500℃級H型ガスタービンを開発中で、ここでもF型の低NOx燃焼技術が反映されており、TITが150℃上昇してもNOxの排出量はF型と同等レベルを達成している⁽⁹⁾。

b. 中型ガスタービン

中型ガスタービンも大型と同じく、複数の缶型燃焼器を取り付けたマルチチャン方式を採用するが多い。DLE燃焼器としては、大型ガスタービンに採用されているマルチバーナ方式の他、形状が比較的単純で製造コストを低減できるラジアルスワロー燃焼方式も採用される例が多い。後者のタイプでは、マルチバーナ方式のような本数制御による負荷変化の対応が取れないことから、広い運転範囲で火炎を安定に保持できるように燃焼器頭部に大型のラジアルスワローを配置しているのが特徴である。図5に川崎重工の7MWクラスガスタービンM7A-02Dに採用されているシリーズ燃焼方式のDLE燃焼器を示す⁽¹⁰⁾。この燃焼器は、着火、安定燃焼のためのパイロットバーナと低NOxのための予混合バーナ、さらに低NOxモードでの負荷運転の変化に対応する追

い焼きバーナを組み合わせたシリーズ燃焼方式を採用している。予混合バーナは、軸流スワラにガス燃料ノズルを組み合わせたプライマリバーナと大型のラジアルスワラにスプレー式のガス燃料ノズルを組み合わせたセカンダリバーナで構成され、均一な予混合気の形成と保炎性能の向上を両立させている。追い焼きバーナは燃焼用空気の導入部に燃料を噴射し、空気と急速に混合させて燃焼室内に供給するが、高温の燃焼ガス中に供給されるため、通常では燃焼できないような希薄な混合気でも燃焼させることが可能で、一定の混合比範囲内では追い焼き燃料の燃焼による NOx の生成は殆どないという特徴を持つ。図 6 に DLE 燃焼器を搭載した M7A-02D の外観を示す¹⁾。エンジンへ供給する全体の燃料制御は従来の拡散燃焼器と同じで一つの燃料制御弁で行い、DLE 特有の各バーナへの燃料配分の制御は、燃料制御弁の下流側に設けた DLE バーナ制御ユニットで行っている。このバーナ制御ユニットにより、起動および低負荷運転域ではパイロットバーナに燃料が供給され、拡散燃焼を行うことで安定した火炎が形成され、ま

た80%負荷以上の運転域では DLE 運転モードに切り替えられ、パイロット燃料を絞ると同時に予混合バーナであるプライマリバーナ、セカンダリバーナに燃料が供給される。図 7 に代表的な負荷運転時の NOx 排出値を示すが、拡散燃焼モードから DLE 運転モードへの切り替えにより NOx の排出は大幅に減少する様子がわかる。また、80%から定格負荷までは追い焼きバーナに燃料を供給して負荷運転の対応を行うが、この運転範囲では安定した予混合火炎が形成されると共に、前述したように追い焼きバーナの特性により NOx の排出は殆どないことがわかる。本制御システムにより M7A-02D の DLE 燃焼器は、NOx 値 23ppm 以下、CO 値 50ppm 以下を保証している。

中型ガスタービンにおいても DLE 燃焼器の低 NOx 運転範囲はユーザーの関心事であり、広い DLE 運転範囲が要求されている。M7A-02D では上述の追い焼きバーナによる運転に加え、VSV による圧縮機の流量制御と抽気弁のコントロールを組み合わせることにより

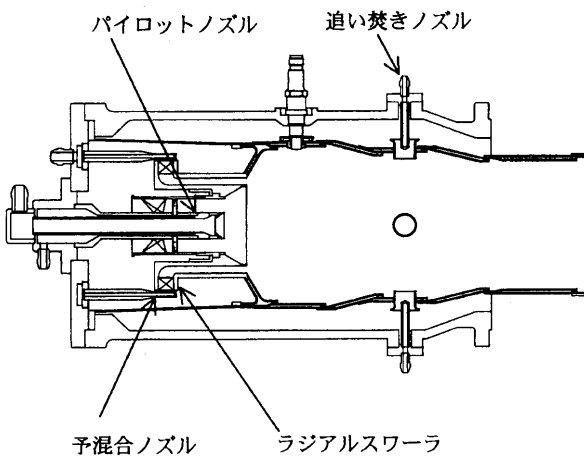


図5 M7A-02D ガス焼き DLE 燃焼器の構造

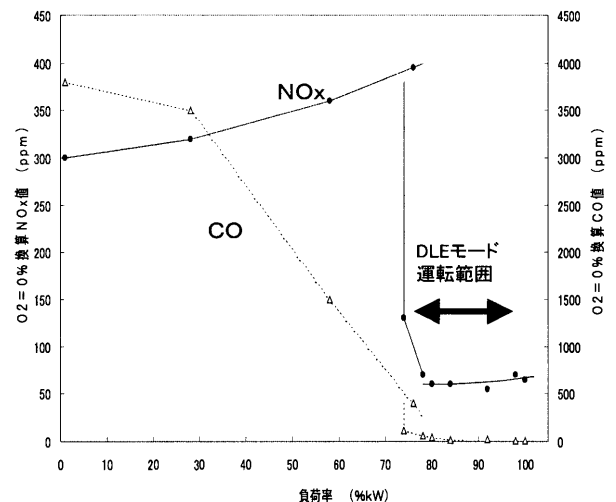


図7 負荷運転時のバーナ切り替えと NOx 排出量

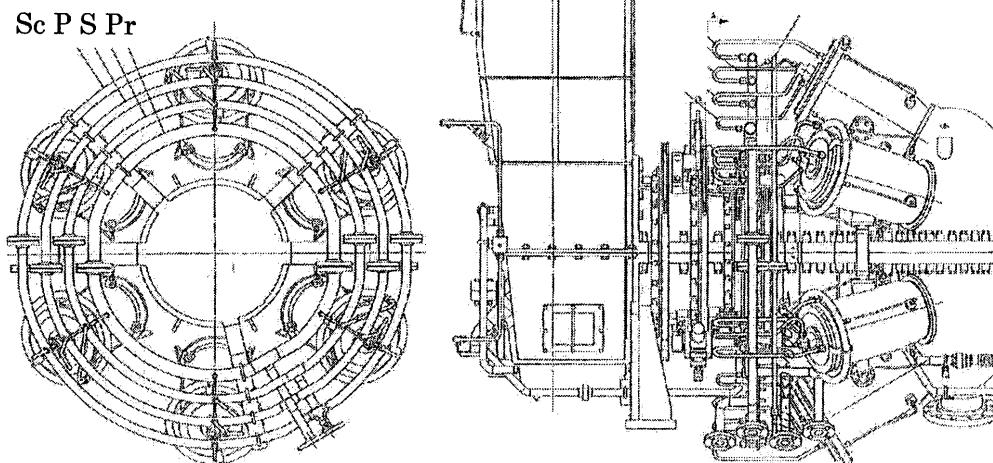


図6 M7A-02D DLE 燃焼器の外観

50%以上の負荷範囲で低 NOx 運転を可能にするシステムを開発している。また、同社の最新中型ガスタービン L20A (18MW) の DLE 燃焼器でも、M7A-02D で蓄積されたこれらの低 NOx 燃焼技術が反映されている。一方、マルチバーナ方式の DLE 燃焼器を搭載するものに日立製作所の H25, H15がある¹²⁾。

海外では、ジームス社がマルチキャンタイプの中型ガスタービンにラジアルスワラ方式の DLE 燃焼器を開発しており¹³⁾、ソーラー社は3~10MW クラスのガスタービンに SoLoNOx と呼ぶ希薄予混合バーナーをそのアニュラ燃焼器に搭載している¹⁴⁾。これらの DLE 燃焼器では NOx, CO の排出について M7A-02D とほぼ同等な性能を保証している。

c. 小型ガスタービン

小型ガスタービンでは一個のキャン型燃焼器を搭載した形態が多く、この DLE 燃焼器には中型ガスタービンと同様、マルチバーナ方式とラジアルスワラ方式による希薄予混合燃焼の両方が適用されている。マルチバーナ方式には川崎重工の1.5MW クラスのガスタービン M1A-13D に採用されている例があり、図8にその DLE 燃焼器を示す¹¹⁾。この燃焼器は、燃焼器頭部中央に拡散燃焼を行うパイロットバーナーを1本取り付け、その周囲に予混合燃焼を行う8本のメインバーナーを配置している。マルチバーナ方式は負荷変化を予混合バーナーの本数により制御を行うもので、図9に示すように M1A-13D では負荷の増大に伴い、燃料を供給するメインバーナーの本数を2, 4, 6, 8本と段階的に増やすことで、低 NOx 運転範囲の拡大を達成している¹⁵⁾。また、NOx 排出量を減らすためにメインバーナーのスワラ径を大きくして予混合気をより希薄化するとともに、予混

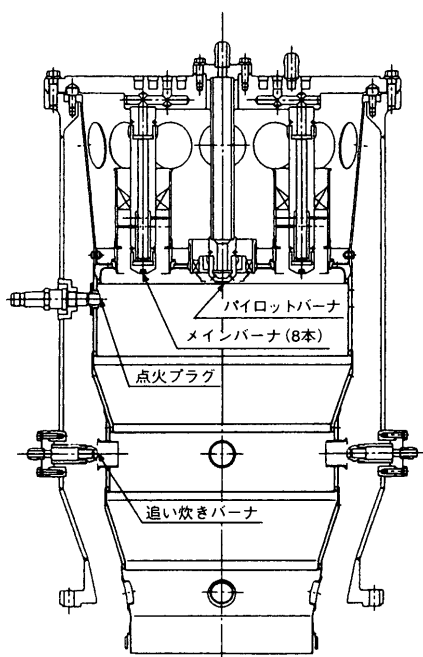


図8 M1A-13D ガス焼き DLE 燃焼器の構造

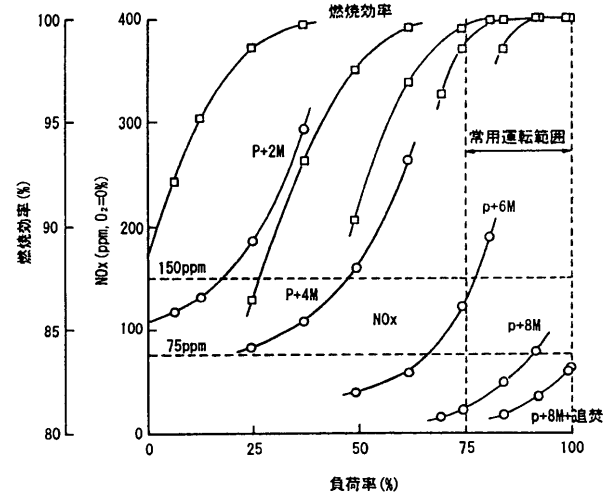


図9 負荷運転時のバーナ本数制御と NOx 排出量

合燃料ノズルとスワラのマッチングを最適化することにより均一な予混合気の形成に成功して、NOx 排出量 25ppm 以下を保証している。

ラジアルスワラ方式の DLE 燃焼器を採用するガスタービンとしては、700kW クラスで始めて再生サイクルを採用した川崎重工の S7A-01 の他¹⁶⁾、50kW のマイクロガスタービンとして注目されているトヨタ タービンアンドシステムの TG051 等があり¹⁷⁾、これらも 50% 以上の負荷範囲で低 NOx 運転を可能にしている。

3.2 Dual fuel DLE 燃焼器

ガス焼きではドライ方式の低 NOx 燃焼技術の開発が進んでいる一方、灯油、軽油などの液体焼きについては、液体特有の噴霧の予蒸発過程が加わり、ガス燃料に比べて予混合のコントロールが難しくなることからガス焼き並みの低 NOx を実現している例はない。そのため、国内の液体焼き（専焼）では現在も湿式法による低 NOx 化が中心である。しかし、欧州では、通常はガス燃料を使用するものの、天然ガスが利用できない期間だけ（例えば冬季）液体燃料を使用したいというユーザが多く、これに対応するためガス焼き DLE 燃焼器を改良した Dual fuel DLE 燃焼器が開発されている。Dual fuel DLE 燃焼器への要求としては、ガスと液体燃料の両方が同じ燃焼器で使用できること、それぞれの燃焼時に対する排出規制をクリアすること、燃料の変更においては fuel change over が可能であること等があり、その開発には燃焼技術のみならず高度なシステム技術が要求される。

三菱重工では、大型ガスタービン M701F のガス焼き DLE 燃焼器を対象としてデュアル燃料メインノズルを開発している。図10に本メインノズルを示すが、ガス燃料ノズル部は、希薄予混合燃焼を行うためにスワラの旋回流を利用してガス燃料と空気の混合を促進させている。また、液体燃料ノズル部は希薄拡散燃焼を行わせるためにこれに最適な気流微粒化方式を採用している。本燃料ノズルを実機に適用して、ガス焼き NOx について

はガス焼き専焼の DLE 燃焼器と同レベルを達成し、液体焼き NOx については、拡散型燃焼器を搭載したエンジンに比べて排出レベルを半減している¹⁸⁾。

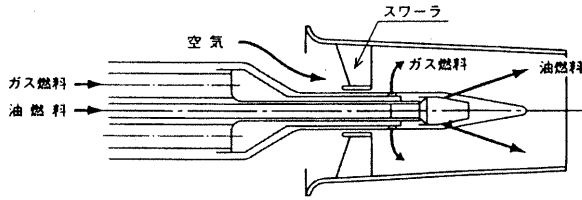


図10 M701F デュアル燃料メインノズル

川崎重工でも 6MW クラスの中型ガスタービン M7A-01 や 1.5MW クラスの小型ガスタービン M1A-13 で、ガス焼き DLE 燃焼器をベースとした Dual fuel DLE 燃焼器が開発されている。図11は M7A-01 に搭載されている同燃焼器で、拡散燃焼を行うパイロット燃料ノズル、希薄予混合燃焼を行うメイン燃料ノズルおよび低 NOx 運転時の負荷調整を行う追い焼きバーナすべてについて、ガス燃料と液体燃料の両方が使用できるようになっている。さらに、DLE バーナ制御ユニットと燃料マニホールドについてもガス燃料と液体燃料の 2 系統が用意され、燃焼システム全体としては非常に複雑になっている。しかし、高度な運転制御により fuel change over が可能となり、NOx や CO の排出については、ガス焼き時はガス専焼 DLE 燃焼器並みの排出レベルを、液体焼き時は NOx については 85ppm、CO については 50ppm 以下を達成している。本燃焼器を搭載した M7A-01 は、独国に納入されてから大きなトラブルもなくほぼ 2 年稼働している。

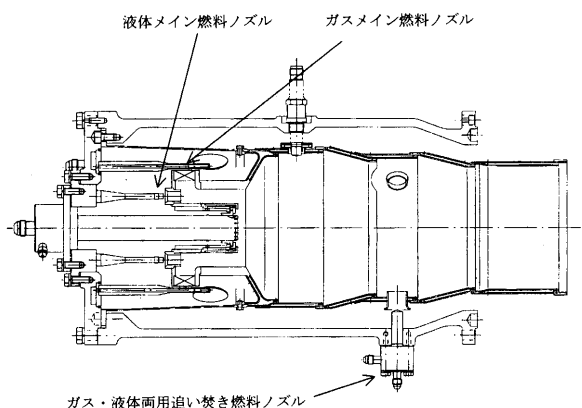


図11 M7A-01 デュアル燃料 DLE 燃焼器

海外では、ジーメンス社が 5MW の Typhoon から 13MW の Cyclone まで、ガス焼き DLE 燃焼器に液体燃料の予混合バーナをモジュールで組み合わせた Dual fuel DLE 燃焼器を開発している。

欧州や北米においては、Dual fuel DLE 燃焼器に対するニーズが今後ますます強くなるとともに、液体焼き時

の NOx 排出についてさらなる低減が要求されるものと考えられる。

3.3 触媒燃焼器

NOx 排出に関するローカル規制としては米国が最も厳しく、3~5ppm 以下を排出基準とする地域が西海岸及び東海岸を中心に広がっている。このような厳しい規制値をクリアするためには、現状では DLE 燃焼器の後処理として脱硝装置を設置することが不可欠であるが、イニシャルコストおよびランニングコストの増加に加えて、アンモニアのリークを避けられないことがガスタービン発電設備の設置を阻害する大きな要因となっている。

ガスタービン単独でこのような厳しい NOx の規制値をクリアする燃焼技術として、触媒燃焼が従来から注目されてきた。触媒燃焼の原理を図12に模式的に示す。触媒を加熱すると触媒表面が活性化し、燃料と酸素が触媒表面に吸着されて分解され、それらの原子が結合して表面反応が開始される。触媒表面での反応によって雰囲気温度が上昇すると反応速度が大きくなり、気相均一燃焼反応が生じて燃焼が完結される。すなわち、触媒での燃焼は、触媒の表面反応で安定化された気相希薄燃焼であり、通常の“火炎燃焼”では不可能な低い温度で燃焼させるという触媒燃焼の特長と、大きな反応速度が得られる火炎燃焼の特長を併せ持った理想的な燃焼とすることができる。このような触媒燃焼では、非常に低い温度で燃焼反応が進行するためサーマル NOx が発生せず、すなわちゼロエミッションが実現できることになる。

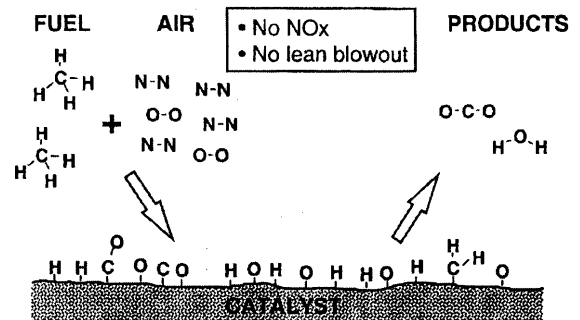


図12 触媒燃焼の原理

このような優れた長所を持つ触媒燃焼であるが、現実的には燃焼触媒の劣化や耐久性などに問題があること、構造や制御の面でも複雑であることなどから、これまで実用化には至らなかった。

しかし、近年、米国キャタリティカ社により優れた燃焼触媒 Xonon が開発され（図13）、川崎重工との共同開発により世界トップレベルの極低 NOx (3ppm 以下) を実現する触媒燃焼器搭載型ガスタービン M1A-13X が商品化されている。本燃焼器は、図14に示すように予燃焼部、予混合部、触媒部、気相燃焼部および空気流量制御部から構成されている。予燃焼部では少量の燃料を燃焼させることにより、燃料と空気の混合気温度を触媒の

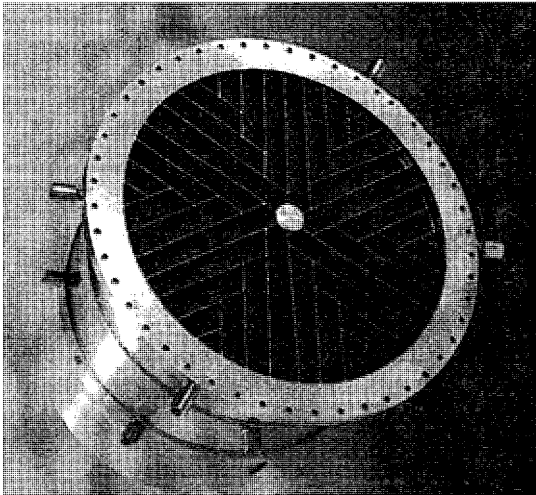


図13 Catalytica 社 Xonon 触媒モジュール

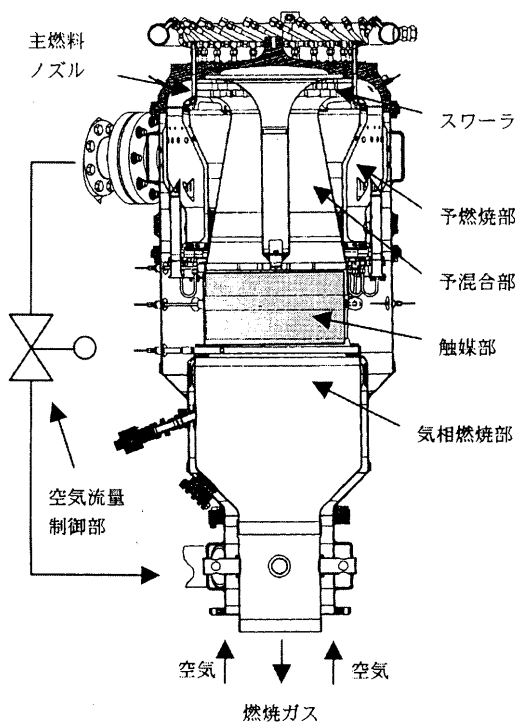


図14 M1A-13X 触媒燃焼器搭載型ガスタービン

活性化に必要な温度まで上昇させる。主燃料は予燃焼部出口に設けたミキサの入口で噴射され、ミキサとその後流の予混合部内で予燃焼部から排出される燃焼ガスと均一に混合させて燃焼触媒に導く。その後、触媒部、気層燃焼部において前述したように反応を完結させる。また、低 NOx 運転範囲を広げるために、部分負荷時は予燃焼部に供給される空気の一部を空気流量制御部にバイパスさせ、触媒入口での予混合気の温度を一定に保つ工夫を行っている¹⁹⁾。

海外では、GE 社が中型ガスタービン GE10 に Xonon 触媒を利用した触媒燃焼器を開発中である。今後も、排出規制が一段と厳しくなることが予想され、触媒燃焼へ

の期待がますます強くなり、これを利用する DLE 燃焼器の開発もさらに活発になるものと考えられる。

4. おわりに

国産ガスタービンを中心に DLE 燃焼器の開発を紹介し、わが国の低 NOx 燃焼技術について簡単に解説した。排出規制の場では BACT (Best Available Control Technology) の考え方が導入され、これと共に低 NOx 燃焼技術は大きく進歩している。わが国のガスタービンが、国内外の市場で GE 社、ジューズ社やソーラー社等のガスタービンと競争を行っているが、DLE 燃焼器の性能も機種選定の大きなファクターとなっているため、世界トップレベルの低 NOx 燃焼技術を自社で開発し保有することが他社との差別化から重要となっている。今後も、国産ガスタービンが国際市場で優位な地位を確保するためには、一層の低 NOx 燃焼技術の向上のみならず、燃料多様化、燃焼システム全体としての長寿化、低コスト化など多くの面で一層の技術開発が求められている。

参考文献

- (1) 木村武清, Engine Technology, Vol.4, No.1, Jan. 2001, pp20-24
- (2) 古賀勉, Engine Technology, Vol.4, No.1, Jan. 2001, pp15-19
- (3) 古賀勉, 日本ガスタービン学会誌, Vol.23, No.89, Jun. 1995, pp39-45
- (4) 佃嘉章 他 4 名, 火力原子力発電, Vol.51, No.6, Jun. 2000, pp27-34
- (5) 青木素直 他 4 名, 三菱重工技報, Vol.37, No.1, Jan. 2000, pp6-9
- (6) 内田聡 他 2 名, 日本ガスタービン学会誌, Vol.31, No.3, Nov. 2003, pp21-26
- (7) Takahashi, S., et al, IGTC 1999 Kobe, OS-301
- (8) Vandervolt, C., L., ASME 2000-GT-0086, 2000
- (9) 江波戸智, 日本ガスタービン学会誌, Vol.30, No.1, Jan. 2002, pp13-17
- (10) 木下康裕, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.6, Nov. 2001, pp447-452
- (11) 木下康裕, ガスタービンセミナー予稿集, Jan. 2002
- (12) 竹原勲, 日本ガスタービン学会誌, Vol.31, No.3, May. 2003, pp151-154
- (13) Cramb, D., J., ASME2001-GT-076, 2001
- (14) 小野与志美 他 1 名, 日本ガスタービン学会誌, Vol.31, No.3, May. 2003, pp142-145
- (15) 安部利男 他 1 名, 日本ガスタービン学会誌, Vol.23, No.89, Jun. 1995, pp46-53
- (16) 楠本吉昭, 日本ガスタービン学会誌, Vol.31, No.3, May. 2003, pp137-141
- (17) 樋口新一郎 他 3 名, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, May. 2001, pp146-151
- (18) 萬代重実 他 3 名, 三菱重工技報, Vol.36, No.1, Jan. 1999, pp10-13
- (19) 小林寛武, 日本ガスタービン学会誌, Vol.31, No.2, Mar. 2003, pp67

仮想タービンにおける熱応力解析のインターフェース構築 及び応力評価

Interface Construction for Thermal Stress Analysis in Virtual Turbine and Stress Evaluation

陳 錦祥*¹
CHEN Jinxiang

小河 昭紀*¹
OGAWA Akinori

橋本 良作*¹
HASHIMOTO Ryosaku

吉田 豊明*¹
YOSHIDA Toyoaki

キーワード：仮想タービン，静翼，内挿，インターフェース構築，応力評価

Virtual Turbine, Vane, Interpolation, Interface Construction, Stress Evaluation

Abstract

In order to construct a database of structural strength for a virtual turbine made of single crystal Ni-base superalloy, an interface and a stress evaluation system were proposed. Then the thermal stress and its properties of the 1400°C virtual turbine vane were analyzed based on this interface and the stress evaluation system. As the results, (1) the constructed interface with the quasi-three dimensional interpolation by resolution of plane coordinates and interpolation in two dimensions is of both the simplicity of calculation and wider use, and high precise. (2) It was shown that there existed the maximum Von Mises stress at the fillet between the trailing edge and the end wall in the 1400°C class turbine vanes. This is caused by the large curvatures and then the easy stress concentration in these areas. (3) In the evaluation system, the evaluation parameters were visualized and the distributions corresponding to the multi objectives of stress evaluation were made clear. Thus it is indicated that the present stress evaluation system is effective one for the structural strength database of the virtual turbine.

1. まえがき

ガスタービンエンジンの入口ガス温度 (TIT) が高いほど、熱効率が高く、高性能のエンジンが実現でき、更に CO₂ の低減、地球温暖化の防止にも有効である。そのため、ガスタービン高温化に関する研究は従来から活発に行われている^{(1),(2)}。「新世紀耐熱材料」もこのような背景で進んでいるプロジェクト (以下、本プロジェクト) であり、TIT を 1800°C に向上させる画期的な高融点超合金、1700°C に向上させる Ni 基の単結晶超合金、及び無冷却で 1500°C に向上させるセラミックスが開発されている^{(3),(4)}。通常、開発される新材料で作成したタービンについては、実機実験の評価が必要となるが、高額な経費と長い期間を必要とする。本プロジェクトではごく一部実機実証が行われているが、任意の材料をガスタービンに適用した場合の性能、寿命、CO₂ 排出量などをコンピュータで算出、評価をする“仮想タービン”の構築も行っている。JAXA ではこの仮想タービンの CFD・冷却特性 (以下、CFD) 及び構造強度のデータ

ベースを構築している^{(5),(6)}。構造強度データベースの構築において、CFD により算出した静翼メタル表面温度などのデータを構造強度解析に適用するインターフェース、及び有限要素法の解析結果である節点に依存している膨大なデータを処理して、構造強度を評価しやすい指標化のシステム (以下、評価システム) が必要となる。本論では汎用的なインターフェースの構築を重点とし、1400°C 級仮想タービン静翼の熱応力解析に対してインターフェースと評価システムの応用例について述べる。

2. モデル及び解析条件

2.1 解析モデルと材料特性

本プロジェクトで想定した仮想タービンの形状に基づき、作成した第 1 段静翼モデルとその断面図を Fig. 1 に示す。このモデルはピンフィン部分を同体積の隔壁として簡略化した。材料は Ni 基単結晶超合金 TMS-75 である。この合金は面心立方晶であり、ヤング率は異方性があるため、x, y, z 軸を結晶軸に一致させると、材料の独立な弾性定数は c11, c12, c44, 計 3 個になる^{(7),(8)}。また、実測データにより、熱伝導率、比熱及び熱膨張係数において異方性がほとんどないため、各方向の平均値を用いることにする。

原稿受付 2003年 3月20日

* 1 宇宙航空研究開発機構・航空環境技術開発センター
〒182-8522 東京調布市深大寺東町7-44-1

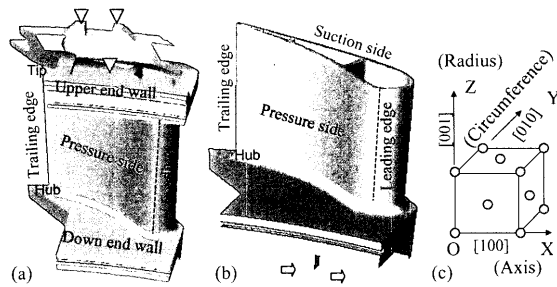


Fig. 1 (a) Analysis model, (b) inner construction and (c) crystal directions of the nozzle.

2.2 境界条件

熱荷重は次の1400℃級定格運転時の熱環境下で算出した第1段静翼メタル表面温度を用いた。(1)作動流体ガスは入口全温1400℃, 全圧1.01MPa, 流量29.8Kg/s 軸方向で流入し, 第1段動翼の回転数を10200rpm, 出口静圧を0.51MPaとしたこと。(2)冷却空気は入口温度を400℃, 流量を6%とし, 翼内面の冷却空気の熱伝達率及び温度の分布はインピンジ冷却, ピンフィン冷却, 後縁噴射を考慮し, 近似式により算出した (Fig. 2(a), (b)). これらのパラメータと翼内面の計算結果をもとに, CFD による翼外面の流れ解析と三次元熱伝導解析を行

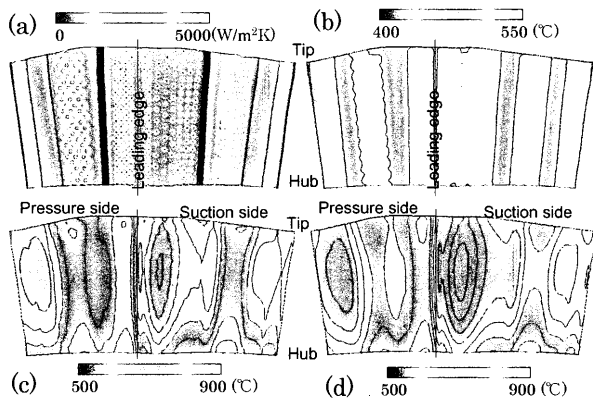
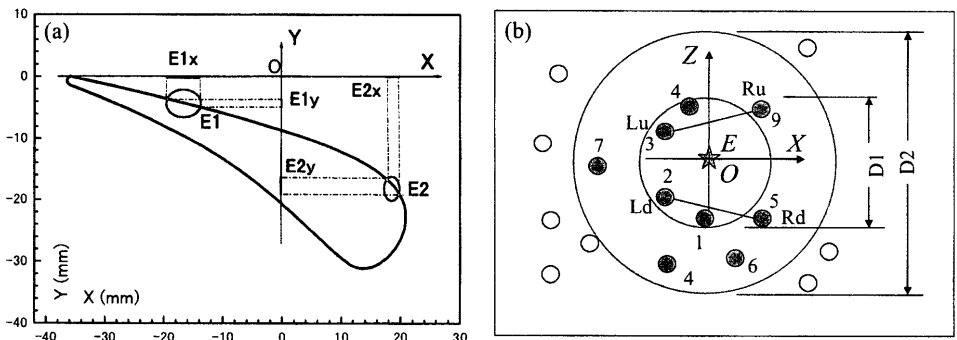


Fig. 2 Boundary conditions of vane. (a) Inside cooling heat transfer coefficient, (b) inside cooling temperature (c) inside metal temperature, (d) outside metal temperature.

Fig. 3 Interface construction method. (a) Selection of interpolation plane. (b) detection of CFD nodes. ☆: the FEM node E, ○: CFD node.



い, その結果としての翼内外表面のメタル温度 (Fig. 2 (c), (d)) を構造強度解析の熱荷重とした。また, 拘束は解析結果へ強く影響するが, 本論では静翼の温度による熱応力の変化に着目するため, 拘束からの影響をできるだけ避けるように拘束した: 上部エンドウォールの▲印を付いたサーフェース (Fig. 1(a), Upper end wall) 上の節点はX, Y方向に並進できるが, その他の4自由度は拘束した。下部エンドウォール (Down end wall) ⇒印を付いたサーフェース上の節点はZ方向に並進できるが, その他5自由度は拘束とした。解析コードはNas-tran for Windows Visual 2002であり, 全モデルを四面体要素でメッシュ化し, 要素数は106042, 節点数は33318でモデル化した。

3. インターフェースの構築・解析結果及び考察

3.1 インターフェースの構築

Fig. 2(c), (d)に示した温度は翼面にあるメッシュ節点の三次元の座標値及び各節点の温度Tcの形 (X, Y, Z, Tc) で記述している。一方, 強度解析で用いるモデルはCFDと同一で, 同じ三次元の翼面を有し, 各節点は節点番号・座標値・温度 (ID, X, Y, Z, Tx) の形で記述している。この温度TxはCFD解析結果から読みとるが, 強度解析とCFD解析での取り扱いコードが異なるため, それぞれ分割したモデルの節点数・節点の位置は一致していない。そこで, CFDの温度Tcを強度解析モデルの各節点へ転換するインターフェースを構築することが必要となる。本論ではつぎのデータ転換方法を考案した。

この方法は強度解析モデルの翼面にある節点ごとに, 近傍のCFD節点の空間座標を比較し, 内挿によりデータ転換を実行する。ここに, 強度解析モデル上にある節点E (IDe, Xe, Ye, Ze, Te) (以下, 節点E) を取り上げる。Fig. 3の概念図を用いて転換方法を説明する。Fig. 3(a)はノズルの翼外面の輪郭であり, Fig. 3(b)は節点E (星印) と隣接しているCFD節点 (丸印) を検出する方法を表している。

まず, ノズル翼外面の形状より, XY平面にある輪郭カーブの曲率が大きい部分が存在する (Fig. 3(a)), 縦 (Z) 方向には平坦である (Fig. 1(a)に参照) ので,

三次元内挿する問題を XZ または YZ 平面での二次元内挿とその内挿平面の選択に分解できると考えられる。内挿平面の選択とは、節点 E を含む微小の曲面を XZ 及び YZ 平面へ投影し、投影面積が広い方の平面で内挿すれば、内挿の精度が高いため、この平面を内挿平面とすることである。例を挙げると、節点 E が Fig. 3(a) に示した E1 位置にあるとする。選択されたカーブを X 軸及び Y 軸へ投影した直線 E1x が E1y より長い場合、この曲面は XZ 平面への投影面積が広いので、内挿平面は XZ 平面となる。逆に、節点 E が Fig. 3(a) E2 位置にある時、E2y が E2x より長いので内挿平面は YZ 平面となる。内挿平面を決めてから内挿する前に予備として節点 E を座標原点 O にし、4 つの象限にある、原点までの空間距離が一番近い CFD 節点（以下、隣接節点）を各一点検出する必要がある。詳細には、最初検索する直径 D1 を与え、Fig. 3(b) に示すような番号 1~4 の CFD 節点はこの直径に囲まれるので、この四つの節点を検出される。この場合、隣接節点として第 2 象限の節点 3 と第 3 象限の節点 2 しか取れないため、検索直径を D2 までに拡大し、第 1 象限と第 4 象限も隣接節点（それぞれ節点 9 と節点 5）を取れるまで続ける。すると、節点 E は後述する二次元内挿が行える。この方法は三次元形状と空

間の距離とも考慮してから、さらに二次元で内挿するものであり、ここに“準三次元内挿法”と呼ぶことにした。

つぎに、内挿方法を述べる。Fig. 4(a) は節点 E と隣接節点との位置関係を例示し、4 つの隣接節点をそれぞれ Ld (Left, down), Ru (Right, upper) などて記述する。また、隣接節点 Ld と Rd が繋ぐ直線と節点 E の $X = X_e$ 直線の交点 D とすると、この D 点の Z 座標値 Z_D 及び温度 T_D は座標 X 軸に対する線形内挿より決められる。例を挙げると、温度 T_D は節点 Ld と Rd のそれぞれ温度 T_{LD} 及び T_{RD} から式(1)により求める。

$$T_D = T_{LD} \cdot (1 - \eta_D) + T_{RD} \cdot \eta_D \quad \dots \dots (1)$$

ここで、 $\eta_D = X_{EL} / X_D$, X_{EL} と X_D の意味は Fig. 4(a) に示した。

同様の方法で、Fig. 4(a) にある U 点の Z 座標値 Z_U 及び温度 T_U も求められる。すると、Z 軸に対して、再度線形内挿より節点 E の温度 T_E が求められ、当該節点に関するデータ転換は達成できる。

通常、節点 E の周りは隣接節点が四つ揃っており、上記の内挿が行えるが、節点 E がモデルの端部にある場合、隣接節点が 3 点 (Fig. 4(b)(c))、まれには 3 点以下しか取れないケースもある。3 点ケースの場合、Fig. 4(b) のように隣接節点 Ld と Lu は重なると想定し、式(1)より内挿が行える。ただし、節点 E が三角形に囲まれていない場合 (Fig. 4(c))、式(1)は同じに適用されるが、形式は外挿となる。外挿条件として節点 E が三角形に充分近い (Fig. 4(c): $Z_{ED} / Z_{UD} < 1$) と課している。

続いて、この内挿を実行するインターフェースについて述べる。メインプログラム及び内挿 (Interpolation) サブルーチンのフロチャートを Fig. 5 に例示す。Fig. 5(a) メインプログラムでメッシュ節点数などのパラメータを①で入力し、節点の座標、温度などを記録するファイルデータの入出力はメイン②及び⑤、サブルーチン⑪

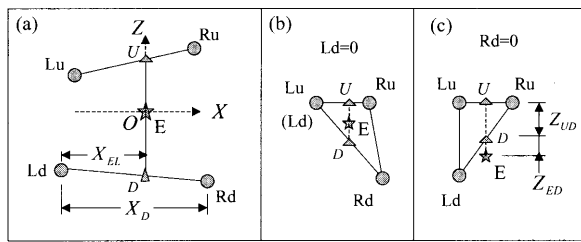


Fig. 4 Interpolation method. (a) Four CFD nodes (●), (b), (c) three CFD nodes, the E located in triangle inside (b) and in triangle outside (c).

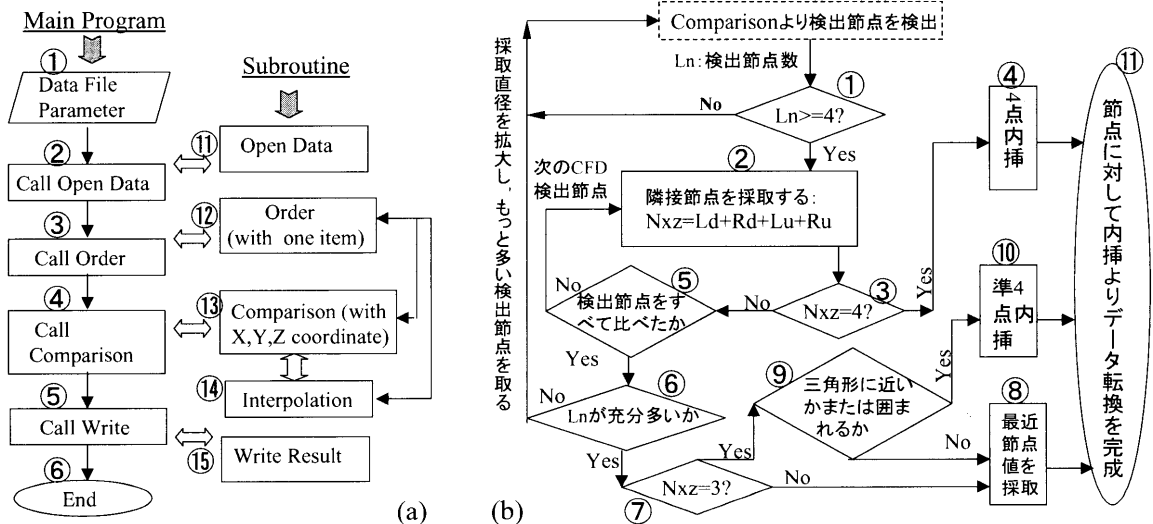


Fig. 5 (a) Main program, (b) interpolation subroutine of interface flow chart.

Open Data, ⑮ Write Result, 及びある項目 (例えば, 隣接節点と節点 E の距離) よりデータを順番にすることはメイン③, サブルーチン⑫ Order より実施する。前述した内挿平面を決める, 隣接節点の検出, 及び内挿することはメイン④, サブルーチン⑬ Comparison, ⑭ Interpolation より完成する。Fig. 5(b)はサブルーチン Interpolation のフロチャートを示す。Fig. 5(a)にあるサブルーチン Comparison より検出された CFD 節点 (以下, 検出節点) 数を Fig. 5(b)①の Ln で記述し, 隣接節点の総数を②の Nxz (=Ld + Rd + Lu + Ru) で表す。ここに, 前述した隣接節点の定義より, 各象限にある Ld, Rd などの変数は隣接節点の有無による 1 または 0 しか取れないこととなる。各象限の隣接節点と同時に取れなかった (Nxz < 4) ⑤, かつ, 検出節点数 Ln が不十分⑥の場合, 検出節点の採取直径 D1 を拡大してサブルーチン Comparison よりもっと多い検出節点を取り込み, 再度サブルーチン Interpolation を実行する。Ln が充分多くても, Nxz < 4 となった場合⑦は節点 E を端部節点とする。隣接節点の節点数が決められたら, この節点数と対応して, ④⑧⑩のいずれかにより内 (外) 挿する。このように, CFD データを強度解析へ適用するインターフェースが構築される。

最後, 構築したインターフェースの特徴において3点ほど言及する。(1)市販の解析ソフトへインポートするフォーマットのファイルを作成し, 節点ごとに解析境界条件を与える特徴を持っている。(2)汎用性がある。前述では縦 (Z) 方向には平坦であるという事実を前提としたが, 実に, この前提は節点 E を含む微少の曲面を XY 平面へ投影面積が一番狭いと解釈できる。すると, 節点 E を含む微少の曲面を三つの座標平面へ投影した面積を比べて, 一番広い座標平面を内挿平面とすれば, その前提と無関係となり, Fig. 6 に示すような一般的なモデルにも適用される。(3)算法が簡単であり, 精度は遜色ない。内挿方法に対して, 専門的な報告が多数あり^{(9), (10)}, ここで一例として, 本論の内挿方法とある程度近い, Franke 氏ら(9)の分散的な大規模なデータからのスムーズ内挿方法 I と比較してみる。この方法は本論での節点 E (x, y) に相当する内挿点と近い節点を 18 個 (デフォルト値) 検出し, これらの節点から節点 E (x, y) までの距離の影響を考慮して, 最小二乗の方法で, Q (x, y) の 2 次関数での 6 個の係数を求め, 関数を作成してから内挿を行った⁽⁹⁾。Franke 氏らは Fig. 6 に

示す関数 f (x, y) により作成されるサーフェースに対して, ランダムに 25, 33, 100 ポイントの 3 セットの離散的なデータを発生させ, それぞれ均一な 33*33 格子の節点に内挿を行った。内挿による最大誤差, 平均誤差及び標準偏差 (SD) は同図右下に示した。比較するため, 上記同様な節点に対して Fig. 6 に示すサーフェースの 3 次元座標 (Z = f (x, y)) を読み出し, CFD データに相当する (X, Y, Z, Tc), Tc = f (x, y) を想定してから準三次元内挿法で内挿を行った。準三次元内挿法による誤差は Franke 氏らの誤差 (Fig. 6) の倍率として表 1 に示す。準三次元内挿法は最大誤差において大きい傾向があるが, 平均誤差及び標準偏差はポイント数が 100 のセットを除いて, 小さくなっている。そこで, 本論の内挿方法は簡単であるが, 他の内挿方法より精度も遜色ない。

また, 本研究の場合, CFD の節点分布がランダムではなくて, 規則的になっていて, 細かいメッシュに分割しているので, 準三次元内挿法により転換したデータの精度は高いことも予想される。

3.2 定常伝熱・熱応力解析の結果及び考察

上記のインターフェースにより静翼メタル表面の温度を熱荷重として定義した定常伝熱解析結果, 静翼三次元の温度分布を Fig. 7(a) に示す。最高温度 (1028℃) は静翼前縁に近い翼外表面 (↑印) にあり, 最低温度 (523℃) は隔壁の根元 (↓印) にあることがわかった。また, 比較的高温 (△) と低温 (▲) のところも標示してある。最高温度は Ni 基単結晶 TMS-75 の設計許容温度 (950℃) より約 80℃ 越えていることがわかった。熱応力の解析結果として, フォンミーゼス応力を Fig. 7(b) に示す。この図より最大値 (529MPa) は後縁の上端部 (Fig. 7(b)←印) にあるほか, 基本的には Fig. 7(a) に各種記号 (矢印等) で標示している高温または低温領域あたりではフォンミーゼス応力は高めになっていることが認められた。これは高温または低温領域の近くでは温度変化が激しく, すなわち温度勾配が酷くなり, 熱応力が大きくなるからである。また, 最大応力の生じる場所を見やすく Fig. 7(c) に示している。それは後縁とエンドウォールのフィレットにあり (←印), このあたりのサーフェースには大きな曲率があることが分かった。そこで, この最大応力は主に応力集中しやすい構造により生じたと考えられる。

3.3 応力の評価 (評価システムの応用例)

仮想タービンの構造強度の評価において, 今後多くのケースの空力的, 熱力的作動条件と冷却条件に応じて実施するが, ここでは実施する際に必要となる評価システムを構築した。この評価システムは解析結果の膨大なデータを評価しやすいフォーム (データベース) にし, 実用性が高く, 次の機能を有している。(1)市販の解析ソフトでは存在しない指標を可視化する。(2)ユーザの使用目的に応じる評価指標パラメータを作成する。例えば,

Table 1 Ratio of errors between the present interface and Franke et al. method.

Points	Max	Mean	SD
25	1.82	0.67	0.98
33	1.05	0.67	0.94
100	3.36	1.22	1.98

モデル部位別の評価指標の集計 (頻度図), 統計パラメータの作成, モデル仮想断面 (任意平面とモデルの交差面) にあるデータ抽出及びそのデータ処理。(3)多解析ケースのデータを一括に処理する。この節では評価システムの応用例として上記機能の一部を述べる。

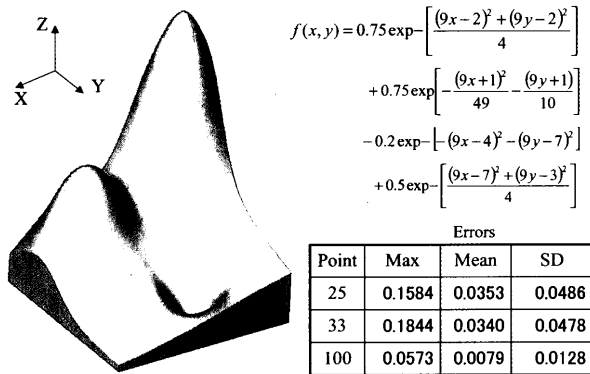


Fig. 6 Franke et al. interpolation model and its errors⁽⁹⁾.

市販の解析ソフトでは存在しない指標の可視化 異方性の合金材において、材料強度を完全評価するのは困難である。そのため、フォンミーゼス応力をその部位のメ

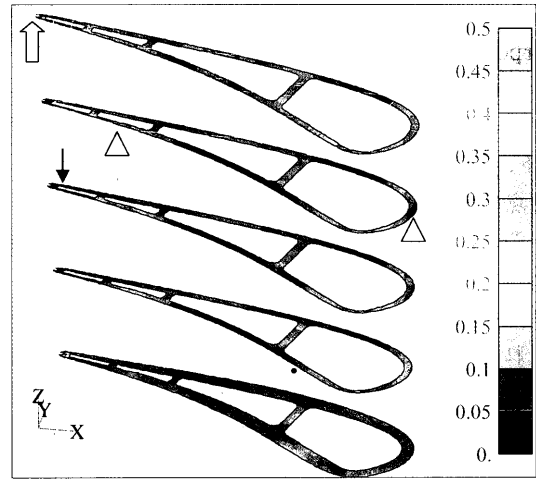


Fig. 8 Ratio of Von Mises stress normalized by proof stress $\sigma_{0.2}$ for TMS-75 superalloy.

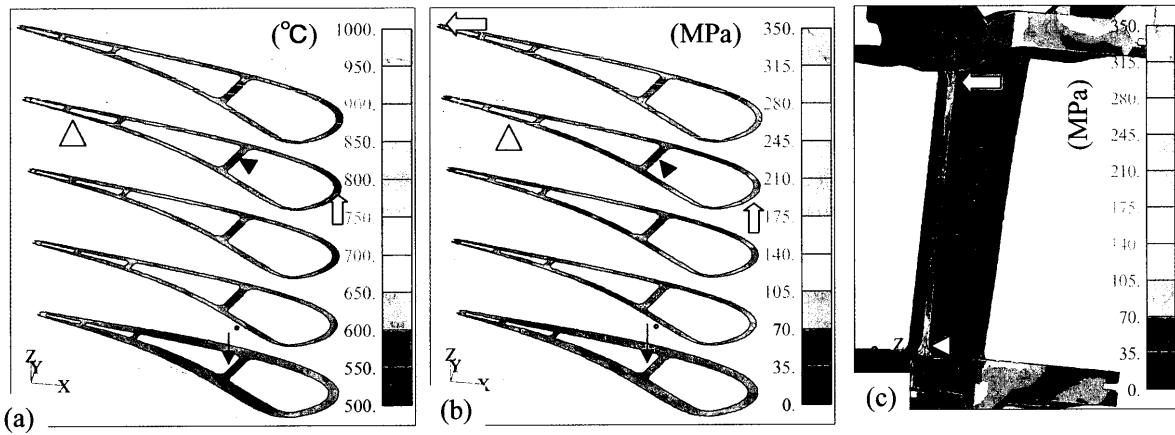


Fig. 7 (a) Temperature, (b) Von Mises stress in section and (c) Von Mises stress in surface of near the trailing edge, from the analysis results of TMS-75 superalloy.

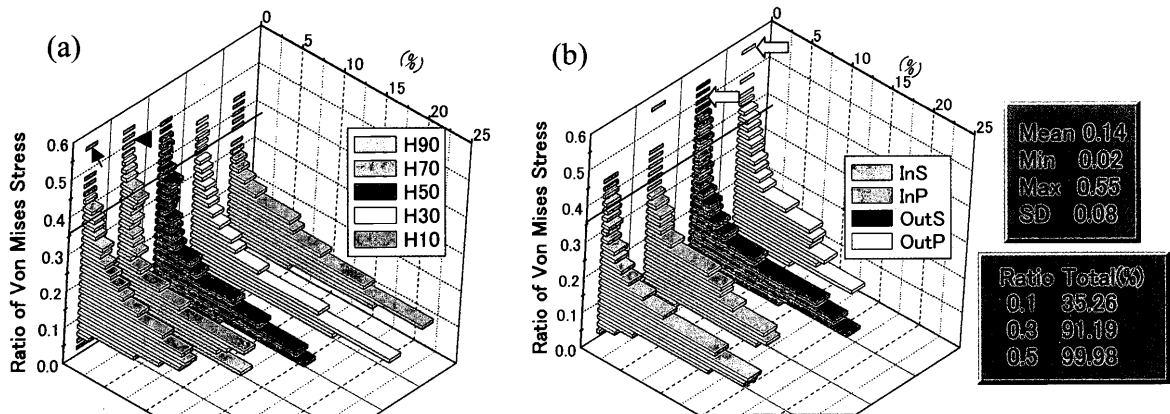


Fig. 9 Frequency distribution for ratio of Von Mises stress normalized by $\sigma_{0.2}$. (a) at various heights of Z axis (for example, H10 indicates the nodes located on 0%~20% height), (b) at various surfaces (for example, InS indicates inside surface of suction side).

タル温度における0.2%耐力 (<001>方位) で無次元化した値 (以下, 耐力割合) を評価指標とすることにした。静翼有効部の耐力割合を Fig. 8に示す。この図は評価システムを用い, 解析コードを活かして可視化したものである。また, TMS-75単結晶の0.2%の耐力の詳細は述べないが, <001>結晶方位において, おおよそ750℃前後では最大値 (950MPa 以上), その後温度の上昇により急速に下がり, 900℃では700MPaとなる。そこで, 前縁などの温度が高いところでは, Fig. 8に△印で示したように耐力割合がフォンミーゼス応力 (Fig. 7(b)) より高めに見られた。また, 耐力割合の最大値は Fig. 8の卍印を示すところにあり, この位置は最大のフォンミーゼス応力の位置 (Fig. 7(c)参照) と同様であることがわかった。

モデル部位別の評価指標の集計と可視化 Fig. 9(a)は静翼の高さ方向ではほぼ5段の等分 (例えば, 図中 H10は翼有効部の高さ方向0%~20%間にある節点), Fig. 9(b)は腹側の翼内, 外表面 (InP, OutP) 及び背側の翼内, 外表面 (InS, OutS) に大別にし, それぞれのサーフェースにある節点の耐力割合の頻度 (%) を示す。Fig. 9(a)より静翼高さ方向において, 耐力割合は翼有効部の上半部が大きくなっていくことが認められた (←, ▲印)。これは Fig. 7(a)に示す900℃以上の高温領域はほとんど上半部にあり, 高温部の耐力が低いからであると考えられる。Fig. 9(b)より静翼部位別において, 比較的に高い耐力割合 (0.5以上) は主に翼外表面に存在している (←矢印) ことが見られた。

統計パラメータの作成 翼有効部全体の耐力割合の統計パラメータ (平均値, 極値及び標準偏差) とある耐力割合までの頻度の和を Fig. 9右側にまとめている。これより一番高い耐力割合は0.55であり, 静翼有効部の99.98%以上のところでは耐力割合0.50以下にあることがわかった。

このように, 構築した評価システムは多ケース (文献(11)で応用した), モデル各部位, 多評価目的に対応する応力評価が必要とするデータを作成でき, 仮想タービンの構造強度に関する指標を可視化できるとともに, その分布状況などを全面的に把握できるので, 評価システムとして有効性が示された。そこで, 前述のインターフェースにより CFD データを構造解析に適用できること, 及びこの評価システムにより仮想タービン構造強度のデータベースが作成できることになって, 今後 CFD データの蓄積と平行して, 仮想タービン構造強度の評価を行う予定である。

4. 結論

本論は仮想タービン構造強度のデータベースを作成するために, CFD データを構造解析に適用するインターフェースを構築するとともに, このインターフェース及び評価システムを1400℃級仮想タービン静翼の熱応力の

解析・評価への応用を行い, 次の結果が得られた。

(1) 三次元の内挿問題を座標平面での二次元内挿とその座標平面の選択に分解できる準三次元の内挿方法を考案した。この方法より構築したインターフェースは算法が簡単であり, 汎用性と精度が良い。

(2) フォンミーゼス応力及び耐力割合の最大値は背側の後縁とエンドウォールのフィレットにあり, これはこのあたりのサーフェースでは曲率が大きく, 応力集中しやすい構造であることがわかった。

(3) 評価システムは評価指標を可視化できるとともに, 多評価目的に対応する応力評価が必要となるデータを作成でき, それらの分布状況などを全面的に把握できるので, 多機能, かつ有効であることが示され, 仮想タービンの構造強度データベースを構築するプロセスが確立された。

本研究は新世紀耐熱材料プロジェクトの一環であり, プロジェクトリーダー原田広史氏からのご指導を頂いた。本論の一部データは物質・材料研究機構の横川忠晴氏, 東芝の佐伯祐志氏, JAXA の福山佳孝氏, 松下政裕氏, 西澤敏雄氏からご協力・提供頂いた。ここで紙面を借りて感謝を表す。

参考文献

- (1) 原田広史, 岡崎正和, 材料, 51-7, (2002), 836-842
- (2) 新田明人, 材料, 51-5, (2002), p.587-593
- (3) Y. F. Gu, Y. Yamabe-Mitarai, S. Nakazawa, H. Harada, Scripta Materialia, 46-2, (2002), p. 137-142
- (4) Hirosaki N., Ogata S. and Kitagawa H., Material Science Research International, 5-4, (1999), p.253-257
- (5) 原田, 横川, 尾高, 吉田, 小河, 野崎, 佐伯, 特願2001-155459
- (6) Yoshida T., Harada H., Fukuyama Y., Ogawa A., Nozaki O., Nishizawa T., Matsushita M. and F. Zhou, 2nd International Symposium of High Temperature Materials 21, (2001), p.64-65
- (7) Miyazaki N., and Shiozaki, Y., JSME International Journal, 39-4, (1996), p. 606-611
- (8) 周風華, 小河昭紀, 橋本良作, 日本機械学会第8回機械材料・材料加工技術講演会講演論文集, (2000), p.239-240
- (9) Franke R. and G. Nielson, International Journal For Numerical in Engineering, 15-11, (1980), p. 1691-1704
- (10) Franke R., Mathematics of Computation, 38-157, (1982), p. 181-200
- (11) 陳錦祥, 小河昭紀, 橋本良作, 吉田豊明, 第40回高温強度シンポジウム講演会, (2002), p.90-94

過回転による中心孔周りの圧縮残留応力均一化を目的としたタービンロータディスク構造の最適化*

Optimization of A Turbine-Rotor-Disk Structure for Inducing Compressive Residual Stress around Center Hole by means of Over Speed Rotation

関原 傑*¹
SEKIHARA Masaru

町田 隆志*²
MACHIDA Takashi

キーワード：rotor disk, reliability, optimization, residual stress, over-speed spin

Abstract

To improve the fracture strength and fatigue life, compressive residual stress is induced around the center hole of turbine rotor disks by means of over-speed rotation. An optimum rotor-disk structure - a reverse-tapered structure to induce equal compressive residual stress around the center hole - was developed.

Over-speed rotational tests were performed on several rotor disks based on the optimum structure, and the residual stress and radial residual deformation of the center hole were measured. Moreover an elastic-plastic finite element analysis gave residual-stress and radial-residual-deformation values close to the experimental ones.

Therefore, it is suggested that adopting the reverse-tapered structure can equalize the residual-stresses on the surface of the center hole, and improve the fracture strength and fatigue life of the center hole effectively.

1. 緒言

タービンロータディスクの中心孔は、冷却流路が形成できるとともに、鑄造欠陥の影響除去につながる等、構造設計上の利点がある。しかしながら回転時には中心孔周辺で応力集中が生じるため、疲労寿命の低下などが懸念されるとともに、起動時に欠陥を起点として脆性破壊を生じる可能性がある。そのため中心孔を有するタービンロータディスクを高温に加熱することで降伏応力および欠陥感受性を低減し、過大な回転を負荷することで、中心孔に圧縮残留応力を付与し、脆性破壊に対する強度を増加させる手法が梅沢らにより提案されている⁽¹⁾。

ロータディスク構造の一例を図1に示す。一般的に、ロータディスクは動翼が嵌合される外周部、積層部、内周部より構成される。通常内周部の構造は、どの半径においても周方向応力が等しくなる等応力構造となるように設計される^{(2)~(7)}。しかし、過回転時における中心孔周

辺の応力分布は、両端部に対して中央部が高応力となる傾向を示す。この不均一な応力分布により、両端部に均一に残留応力を付与することは困難となっている^{(8)~(9)}。

そこで本研究では、中心孔周辺の不均一な応力場の発生メカニズムについて検討をおこない、遠心応力と残留応力の均一化を可能とするロータディスク構造について検討をおこなった。

まず最適化手法を適用することにより、中心孔の最大応力値を低減できるロータディスク構造について検討をおこなった。その結果、逆テーパ状の最適構造の中心孔周辺では不均一な応力場が是正され、遠心応力が均一化される可能性があることがわかった。

そこで最適構造の応力低減効果ならびに応力均一化効果について、実験的な評価をおこなった。まず塑性変形を生じ易くするためにアルミニウム製のロータディスクを用いて過回転試験をおこなった。さらに試験後の中心孔での残留変形と残留応力を実測により求め、有限要素解析で得られた値との対比をおこない、最適構造の応力低減効果ならびに応力均一化効果について検討をおこなった。

原稿受付2003年8月6日

- * 1 (株)日立製作所 日立研究所
〒317-8511 茨城県日立市幸町3-1-1
- * 2 (株)日立製作所 日立研究所
〒317-8511 茨城県日立市幸町3-1-1

2. 中心孔応力を低減する構造最適化

中心孔周辺での不均一な応力分布は、ロータディスク内周部の遠心応力の負荷が、中心孔の中央部と両端部で異なることに起因していると考えられる。

そこでまず最適化手法を用いて、中心孔中央部の遠心力を低減し両端部への分担を図ることで、応力を均一化できるロータディスク構造について検討をおこなった。

最適化にあたっては、まず図1に示す参照構造1～5の節点座標値と初期構造の節点座標値との差を座標の偏差ベクトルとした。個々の構造の寸法パラメータを表1と図2に示す。さらに偏差ベクトルを初期構造へ設計変数として導入し、中心孔中央の遠心力を低減すべく、同位置の相当応力を最小とするように、ロータディスク構造の最適化を図った。

図3に最適化の結果を示す。中心孔中央部での応力は設計サイクル1～4の間に230MPaから221MPaまで単調に低下したが、4サイクル以降はほぼ一定値の221MPaに収束した。

ロータディスク構造は3サイクルから4サイクルの間に、逆テーパ状に大きく変化した。すなわち中心孔周辺の肉厚が減少した構造へと変化を示した。

図4に示すように、初期構造ロータディスクでは、中心孔表面の半径方向変形は、中央部において大きく両端部において減少している。一方最適化した逆テーパ状のロータディスクでは、中心孔表面の半径方向変形は均一化されている。

逆テーパ状のロータディスクでは、断面積が増加し剛性が増加することで、まず中心孔中央部での応力値が低減されることが考えられる。さらに逆テーパ部の質量により増加した遠心力は、中心孔両端部に作用することで、中心孔表面の遠心力が均一化され、応力分布が均一化されたものと考えられる。

したがって本最適構造を適用することによって、中心孔表面の残留応力を均一化することが可能であると考えられる。

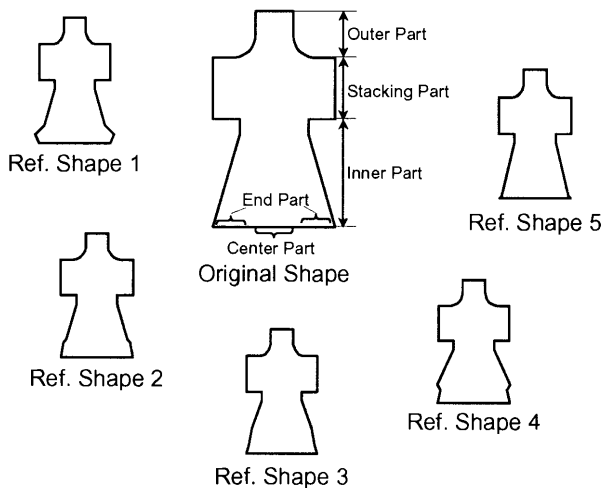


Fig.1. Initial shapes of rotor disks for optimization.

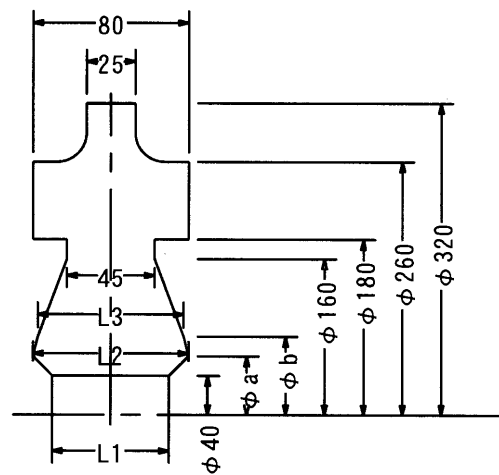


Fig.2. Typical dimension of a rotor disk.

Table 1. Parameter of initial shape of rotor disks [mm].

No.	Structure	L1	L2	L3	ϕa	Φb
0	original	80	74.2	68.3	60	80
1	Ref.5	96	74.2	68.3	60	80
2	Ref.1	80	89	68.3	60	80
3	Ref.4	80	74.2	82	60	80
4	Ref.2	80	74.2	68.3	72	80
5	Ref.3	80	74.2	68.3	60	96

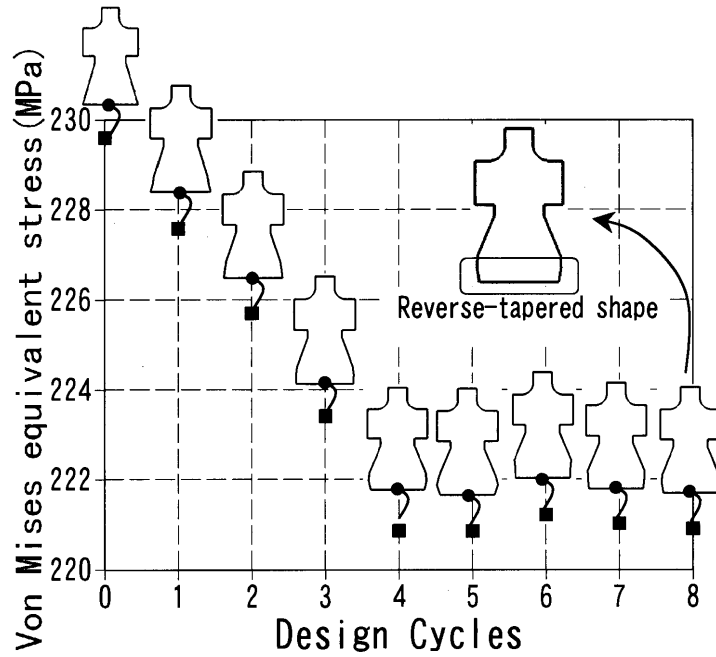


Fig. 3. Process of optimization.

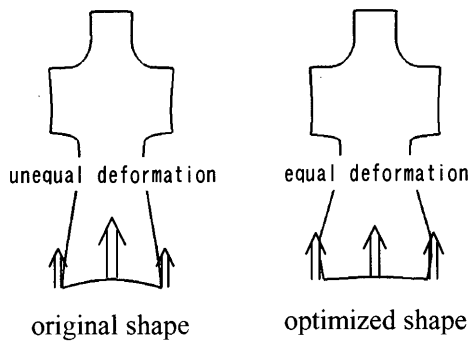
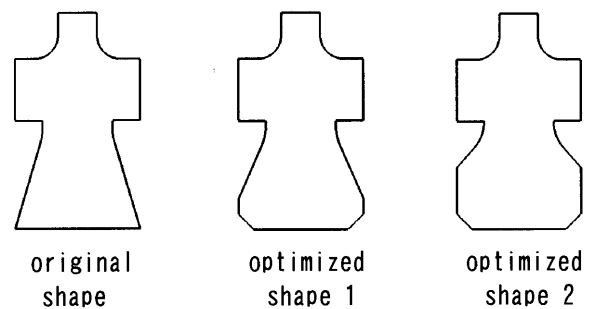


Fig. 4. Schematic model of deformation.

Table 2. Material properties of A5052.

Elastic modulus (GPa)	71
Poisson's ratio	0.34
Density (kg/m ³)	2680
$\sigma_{0.2}$ (MPa)	103



No.	Name	L 1	L 2	L 3	ϕa	ϕb
1	original shape	80	74.2	68.3	60	80
2	optimized shape 1	60	80	80	60	80
3	optimized shape 2	60	80	80	60	120

[mm]

Fig. 6. Rotor disks for over speed rotation.

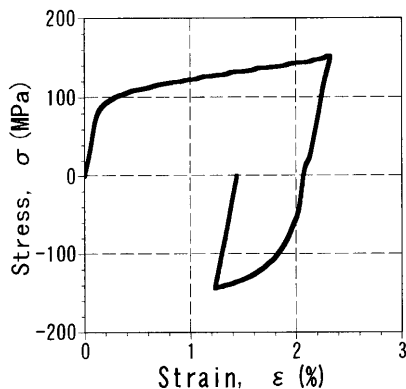


Fig. 5. Stress - strain curve of A5052.

3. アルミロータディスクの過回転試験

塑性変形を生じ易くするために、ロータディスク材料にアルミニウム材 A5052を用いて、過回転試験をおこなった。表 2 および図 5 に、解析に用いた材料特性および弾塑性解析に用いた応力-ひずみ曲線を示す。

図 6 に試験をおこなったロータディスク構造を示す。ロータディスク内周部の構造として、初期構造と最適構造 2 種の 3 構造を選定した。初期構造はロータディスク

内周部の任意の径位置において、ほぼ周方向応力が等しくなる等応力円板となるよう決定した。他の2つの最適構造は設計サイクル8の逆テーパ状のロータディスクを基準として選定した。図2および図6に示すように、3つのロータディスクは外径 $\Phi 320\text{mm}$ 、内径 $\Phi 40\text{mm}$ 、最

大幅80mmの寸法を有する。

過回転数は19,654rpmを基準とし、さらに回転数をパラメータとするため18,000rpmと21,000rpmも過回転数として選定した。

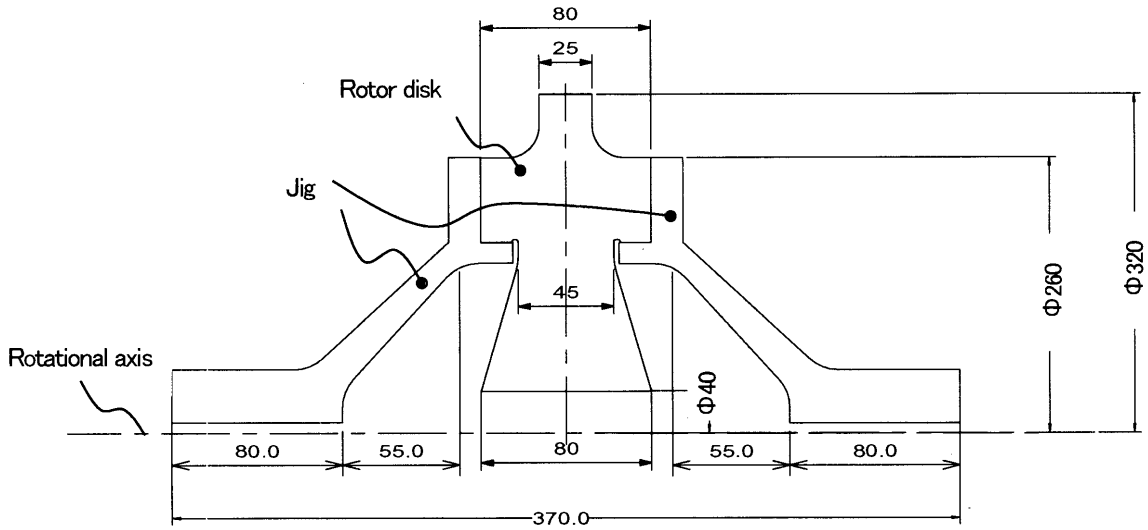


Fig.7. Rotor disk and jig assembly.

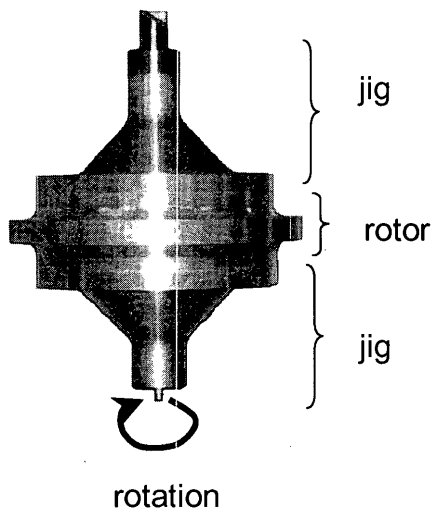


Fig.8. Rotor assembly for over-speed rotational test.

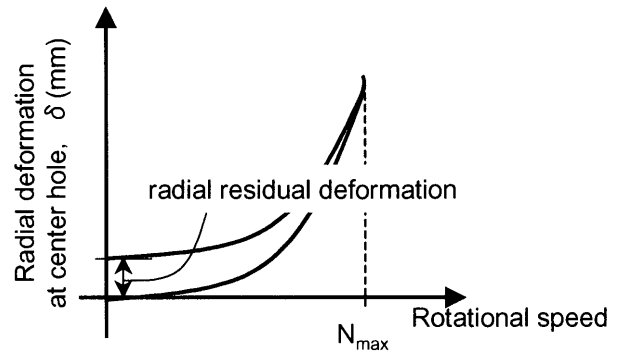


Fig.9. Plastic deformation of center hole under over-speed rotational test.

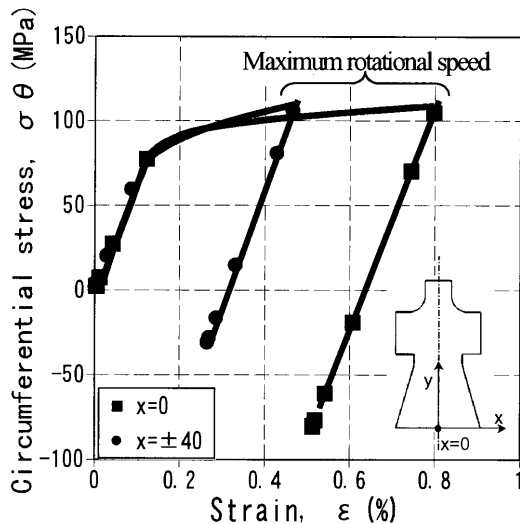


Fig. 10. Circumferential stress at center hole.

図7に過回転試験に供したロータディスクおよび治具用ディスクを組み合わせた図を示す。組み合わせた状態では、外径 $\Phi 320\text{mm}$ 、全長 370mm のロータ構造となる。図7のように組み合わせたロータディスクおよび治具ディスクを、図8に示すように回転軸が鉛直方向となるよう上から釣り下げ、エアータービンにより駆動し過回転試験をおこなった。

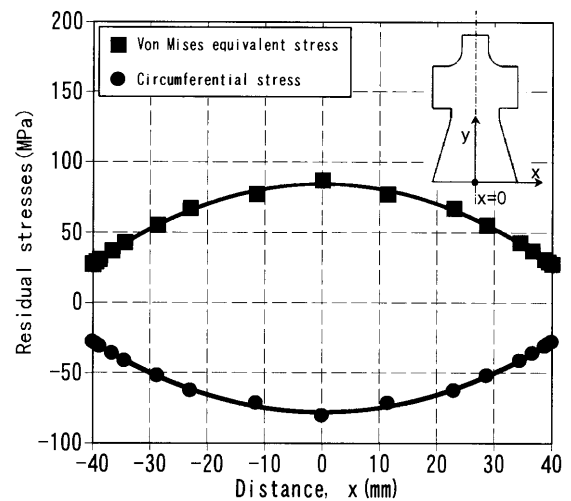
周方向残留応力は、図9に示すように最大回転速度で中心孔に生じた塑性変形が、除荷時に周囲の弾性変形範囲内の低応力部に拘束されることにより発生する。

図10に示すように、初期構造ロータディスクでは、中心孔の中央($x=0\text{mm}$)で -80MPa 程度の残留応力が、また中心孔の両端($x=\pm 40\text{mm}$)で -40MPa 程度の残留応力が生じると予測された。

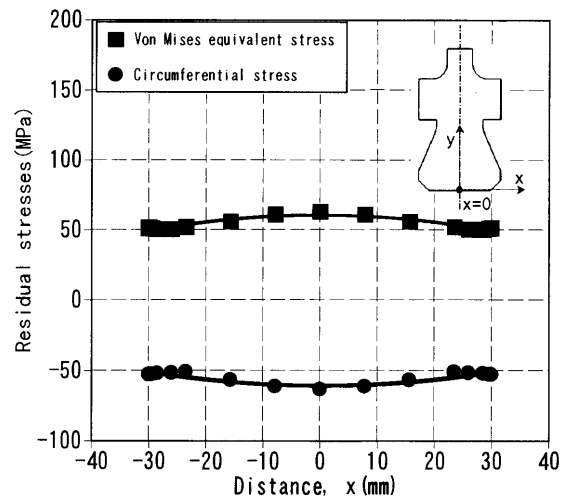
図11に、初期構造と最適構造1と2の中心孔表面の残留応力分布を示す。図より最適構造1の中心孔表面での残留応力には、中心孔中央部と両端部では19%の差が生じており、最適構造2では6%であった。一方、初期構造ではその差は67%に達した。したがって、最適構造を適用することにより、残留応力は過回転により中心孔表面に均一に付与されると考えられる。

図12に過回転試験後の中心孔の変形測定値と有限要素解析により得られた、初期構造と最適構造1および2の中心孔での残留変形量を示す。測定値と解析値はほぼ一致しており、残留応力は過回転により中心孔表面に均一に付与されたと考えられる。

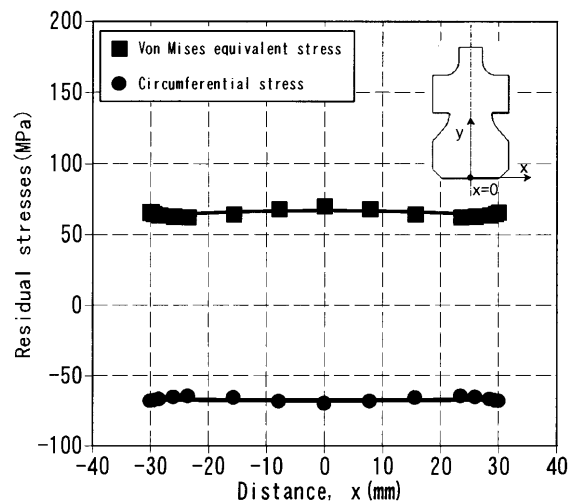
さらに最適構造1の中心孔表面での残留変形には、中心孔中央部と端部で23%の差が生じ、最適構造2では22%の差が生じたのに対して、初期構造では53%の差が生じた。よって最適構造を適用することにより、中心孔表面の残留応力均一化が図れると考えられる。



a) Original shape

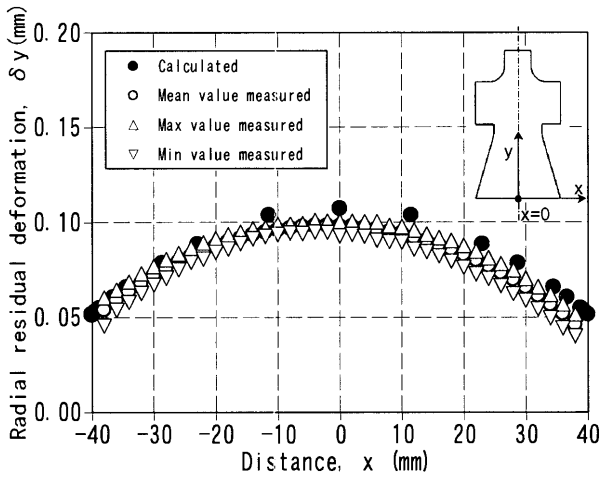


b) Optimized shape 1

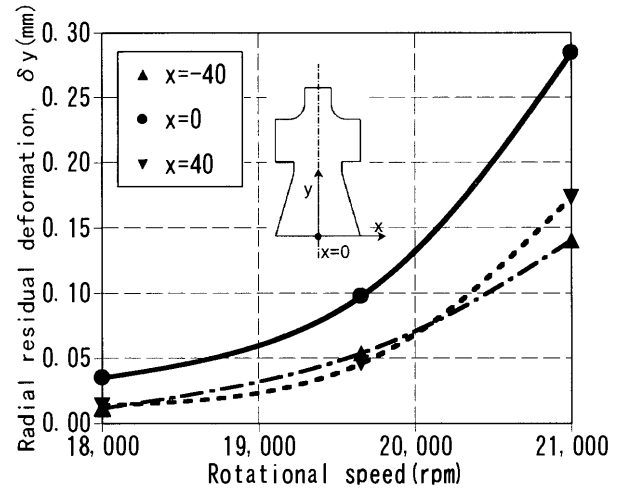


c) Optimized shape 2

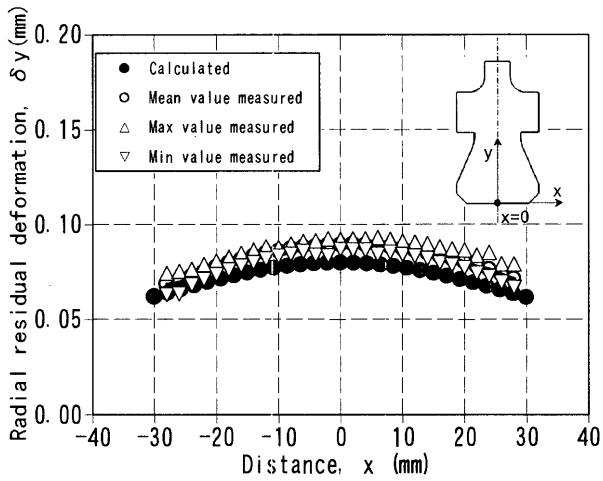
Fig. 11. Calculated residual stresses distribution around center hole.



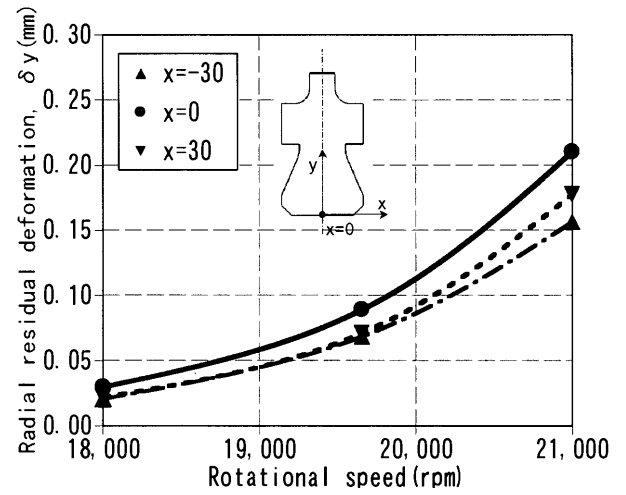
a) Original shape



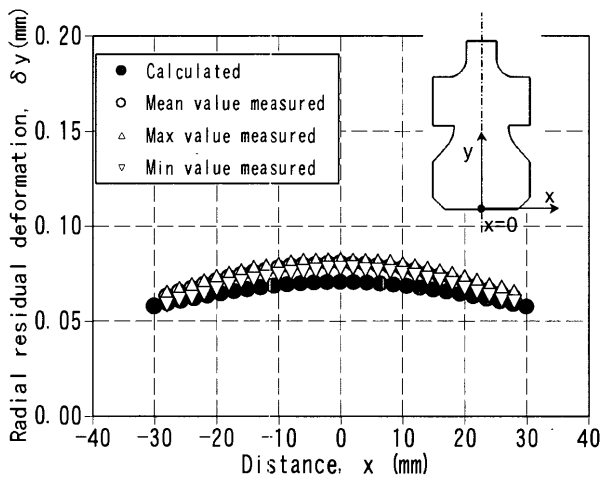
a) Original shape



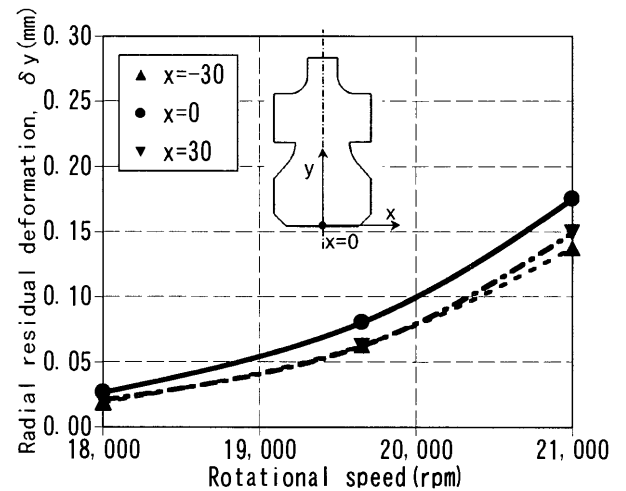
b) Optimized shape 1



b) Optimized shape 1



c) Optimized shape 2



c) Optimized shape 2

Fig.12. Experimental and calculated residual deformation distribution around center hole.

Fig.13. Influence of rotational speed on residual deformation.

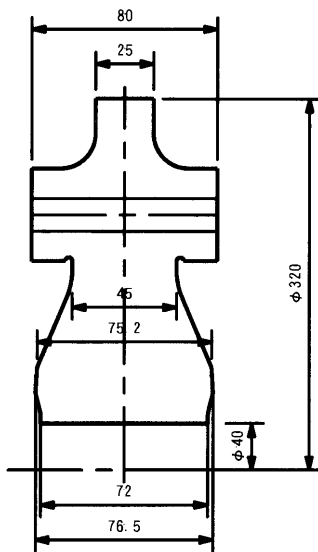


Fig. 14. Specimen for residual stress measurement.

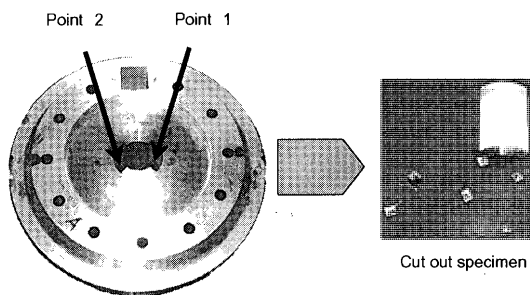


Fig. 15. Evaluated points on test rotor specimen.

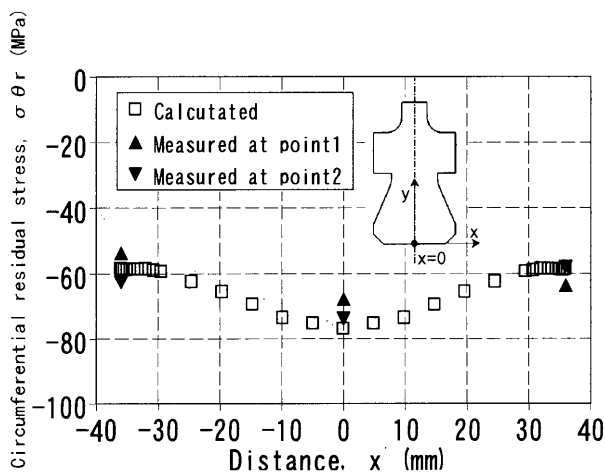


Fig. 16. Measured and calculated residual stress.

図13に、過回転速度が初期構造および最適構造ロータディスクの中心孔の残留変形へ及ぼす影響について、検討をおこなった結果を示す。

図より、初期構造では残留変形の絶対差は回転速度とともに増加したが、回転速度が増加するほど中心孔の中央部と両端部での残留変形の比は減少する傾向を示した。その差は18,000rpmで64%に達するが、21,000rpmでは約7割の45%まで低減した。

これは中心孔両端部の遠心応力が回転速度とともに増加し、降伏応力に達する回転速度を超えることで残留変形が生じ始めたためと考えられる。よって回転速度の増加に伴い、中心孔中央部と両端部での残留変形および残留応力の差は低減されると推測される。

一方最適構造1では、18,000rpmではその比が28%、21,000rpmでは同様に約7割の21%まで低減した。同様に最適構造2では18,000rpmではその比が25%、21,000rpmではやはり同様に約7割の18%まで低減した。

初期構造と最適構造では、回転数の増加に伴う中心孔の中央部と両端部での残留変形比の変化は、ほぼ同等であった。

したがって過回転速度の変化が、中心孔表面の残留変形の不均一さ、すなわち中央部と両端部での残留変形の比に及ぼす効果には、ロータディスクの構造の影響は少ないと考えられる。

さらに本研究では、図14に示す残留応力測定用ロータディスクを作成し、過回転試験後に残留応力を実測することで、最適構造ロータディスクの残留応力均一化効果の検証をおこなった。

図14に示すロータディスク構造は、最適構造1を基本とし、残留応力測定を容易とするために、中心孔付近に平行面などを追加した構造である。残留応力の測定は以下の要領にておこなった。まず図15に示すように過回転試験後のロータディスクの中心孔表面にひずみゲージを貼付した後、放電加工により中心孔から2つの試験片を切出した。さらにそれぞれの試験片をひずみゲージの寸法程度の微小片へ切断し、切断前後のひずみゲージの出力から、開放されたひずみ量を求めることにより、残留応力を算出した。

図16に、測定した残留応力結果と有限要素解析結果を合わせて示す。測定点は周方向180°毎に2点を選定した。図より両者は良く一致しており、弾塑性有限要素解析により予測した残留応力と、同程度の残留応力が付与できたと考えられる。

以上より、最適構造ロータディスクに過回転試験をおこなうことにより、回転速度によらずに中心孔表面に十分な圧縮残留応力を均一に付与できると考えられる。

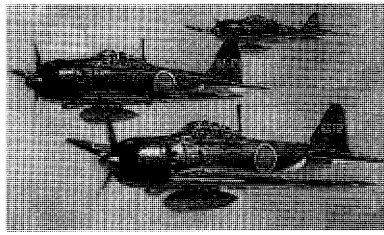
4. 結 言

ロータディスク中心孔の脆性破壊強度と疲労寿命の向上を目的とし、過回転による圧縮残留応力の付与に最適なロータディスク構造の開発をおこなった。またアルミニウム製ロータディスクを用いた過回転試験と弾塑性有限要素解析をおこない、以下の結論を得た。

- (1) 中心孔での肉厚が減少した逆テーパ状のロータディスクが、中心孔で発生する遠心応力を最も低減できた。
- (2) 逆テーパ状のロータディスクでは、断面積の増加により中心孔中央での応力値が低減され、増加した遠心力が中心孔両端に作用することで、中心孔表面の応力分布が均一化する効果もあると考えられる。
- (3) アルミニウム製ロータディスクを用いた過回転試験より、中心孔での残留応力分布を均一化するには逆テーパ状の構造の適用が効果的であるとの結果が得られた。
- (4) 過回転速度の変化が、中心孔表面の残留変形の不均一さに及ぼす効果には、ロータディスクの構造の影響は少ないと考えられる。
- (5) 弾塑性有限要素解析により得られた中心孔での残留応力の値および残留変形の値は、過回転試験により測定した値と良く一致した。

文 献

- (1) 梅沢貞男, 佐藤善美, 松田憲昭, 照沼福寿, 圧縮残留応力のあるロータディスクの脆性破壊強度, (1981), p.46, GTSJ
- (2) de Silva, B. M. E., Minimum Weight Design of Disks Using a Frequency Constraint, (1969), vol. 91, p. 1091, J. Eng. Ind.
- (3) Hattori, T., et. al., Optimum Design of Rotational Wheels under Transient and Centrifugal Loadings, (1989), vol. 55, no. 511, p. 671, JSME
- (4) Smith, R., et al., Shape Representation for Optimization, (1995), No. 414, p. 112, IEE. Conf. Publ.
- (5) Song, J. O., et al., Application of Optimization to Aircraft Engine Disk Synthesis, (1981), p. 5-15, Proc. Int. Sym. Struct
- (6) Donath, M., Die Berechnung Rotierender Scheiben und Ringe nach Einem Neuen Verfahren, (1912). Julius Springer
- (7) 服部敏雄, 大西紘夫, 非定常熱負荷を受ける回転体の最適設計, 機械学会論文集 A-511, (1989), p.671
- (8) 関原傑, 町田隆志, 中心孔残留応力分布の均一化を考慮したロータディスク形状の最適化, M&M '98材料力学部門講演会, (1998)
- (9) Sekihara, M., Machida, T., Optimization of Rotor Disk Shape Considering Equalization of Residual Stress Distribution around Central hole, (1999), 99-GT-231, ASME
- (10) 関原傑, 町田隆志, ガスタービンロータ構造, 特開平9-250301
- (11) Sekihara, M., Machida, T., Gas Turbine Rotor, United States Patent No. 5860789



「零戦」開発に学ぶ

大槻 幸雄*1

OTSUKI Yukio

私は1955（昭和30）年に、航空機関係の仕事がしたく川崎航空機株へ入社し、日本ジェットエンジン会社へ出向、復社後永らく単車、ガスタービンの設計開発に携わって来たが、私ほど沢山の機種を開発させてもらい、私ほど多くの大クレームを出した技術者は居ないのではないかと思う。よくぞ首にならず、技術者として本当に恵まれた生活をさせてもらったとつくづく思う。これらの開発において、常に指針となったのが「零戦」の開発経緯であり、これから学ぶことは頗る多い。

昭和12年10月5日に海軍航空本部から、三菱、中島航空機に交付された新戦闘機「零戦」の計画要求書は、速度、上昇力、旋回性能、航続距離、視界、離着陸性能および兵装機装において、当時の日本の航空技術では想像を絶する過酷なもので、世界の当時の技術水準をも大幅に上回った、まさに世界一のものであった。中島は社内検討の結果、要求仕様が余りにも高く、満足させることが出来ぬと競走試作に参加することを断念した。

三菱は堀越技師以下、昼夜を分かたぬ異常な努力により、設計計画書を提出してから僅か11ヶ月余の昭和14年3月16日に1号機を完成した。引き続いて直ちに4月1日から試作第1号機の初試験飛行が行われ、試作機としては上々の成績であった（生まれが良かった）。そして、9月24日に1号機は海軍側に領収された。これは昭和12年10月5日に、三菱が正式に海軍の要求書を受けてから僅か約2年である。そして、昭和15年7月末に、紀元2600年を記念して、「零式艦上戦闘機11型」と命名し、晴れて海軍制式機として採用された。

その後、改良のための飛行試験で、急降下中にフラッターで空中分解し、熟練の優秀なテストパイロットが殉死する大事故などを起こしたが、よく耐え忍んで、これら不具合に改良を加え見事に克服し、世界最強の戦闘機に仕上げ、第2次世界大戦の緒戦で圧倒的な勝利を収めることが出来た。“目標を必ず達成する”という強い意志と情熱をもって当れば、どのように高い目標でも達成されるものである。この種の例は枚挙に遑がない。

私の経験したことであるが、川崎航空機は、航空機だけでは将来の発展が期待できなく、民需大衆製品で企業の発展を期するとの判断で、昭和35年に、当時ホンダが50CCのスーパーカブで驚異的な勢いで拡大発展してい

るのに注目して、明石工場の全精鋭を投入し、総力を挙げて単車事業への進出を決定した。

私も日本ジェットエンジン会社から復社した時で、ガスタービンどころではない、と単車事業に投入され、レース監督や単車の新製品開発に従事した。その当時、先行していたホンダ、ヤマハ、スズキに比して、設計研究技術員は比較にならぬほど少なく、研究設備もほとんど無く、とてでもないが、ホンダに勝つと言うことなど考えられなかった。しかし、“打倒ホンダ”、“Copy of Hondaを排せ”をスローガンとして、ホンダを凌駕する設計目標を設定して必死になって頑張った。お陰で、当時、量産車として初めての4気筒DOHC 900CC「Z1」の開発が成功し、ベストセラーとなり、ホンダを戦々恐々とさせ、“馬力のカワサキ”のブランドイメージを築くことが出来た。まさしく「為せば成る」である。

また、純国産のガスタービンの開発で、幸いに非常用ガスタービン発電設備の市場開拓に成功したが、最初に商品化した300馬力級のS1ガスタービンの性能目標は、ガスタービンについては素人ばかりだったが、“このクラスの産業用ガスタービンで性能世界一”であった。

零戦開発の教訓として、

1. 開発目標を明確に高く掲げ、Riskを冒す

開発の目標が高く難しいと言って、性能、コストなど商品価値の劣る製品を開発しても売れない。各企業の保有する技術者の経験、能力、人数および研究設備などの総合的な技術力には無関係に、開発製品の目標を高く掲げなければならない。

2. トラブルは必ず起こる

人間の為すことであり、十分テストを行い、品質保証を確認したと思っていても、技術的トラブルは起こる。逃げることなく、これに真っ向から対し、的確、冷静な判断を下し、早急にトラブルを克服するファイト、忍耐力、責任感を養うことが肝要である。

3. 強い意志、情熱、執念

開発担当者に、この資質がないと開発は成功しない。

4. 開発期間は最大3年

製品開発に携わる技術者は、戦前の技術者が血と汗の出る努力で築いた日本人の優秀性に誇りを持ち、彼等が残した不撓不屈の“開発魂”を鑑として、世界市場で覇を唱える製品を開発し、国家の繁栄に貢献することが大事であると思つづく思うこの頃である。

原稿受付 2003年12月8日

* 1 元川崎重工(株)

〒651-2124 兵庫県神戸市西区伊川谷町潤和1306-4

東邦ガス(株)におけるガスタービンコージェネレーション 研究開発

三輪 昌隆*¹
MIWA Masataka

1. はじめに

東邦ガス(株)は、当社管内のお客様に省エネルギー性や環境適合性に優れた天然ガスを選択していただくために、技術開発を重要な経営戦略の一つと位置づけ、都市ガスの製造・輸送・供給・利用に関する分野、環境保全やコストダウンに関わる分野等で研究開発を行っている。

中でも、総合技術研究所は(写真1)、当社における研究開発の中核として、基盤技術研究部と都市エネルギー技術開発部の2つの部に、約80名の研究員が在籍している。主な研究テーマは、都市ガス事業の基盤を支える燃焼、材料、環境、天然ガス資源、シミュレーション等の基礎的な研究、お客さまとのネットワークを強化する遠隔監視や自動検針などの情報通信技術、競合エネルギーとの差別化を図り天然ガスの付加価値を向上させるガスエンジンコージェネレーションシステムやガス空調システムの高効率化・信頼性向上、管内の産業用のお客さまをターゲットとした熱処理技術、総合効率が高く次世代のコージェネレーションとして期待される家庭用燃料電池システムの開発など多岐に渡っている。

ガスタービンコージェネレーションシステムの研究開発については、基盤技術研究部では動翼などの高温材料の寿命評価を、都市エネルギー技術開発部では国内外のマイクロガスタービンを用いたコージェネレーションシステムを対象に、信頼性・耐久性の評価やエンジニアリ

ング及びメンテナンス技術の改良等を進めている。

今回は、基盤技術研究部が行っている、ガスタービンの動翼の寿命評価に関する研究を紹介する。

2. ガスタービン動翼の損傷評価手法の検討

基盤技術研究部では、ガス機器、生産・供給設備など、ガス事業に関する構造材料の強度や寿命を定量的に評価し、ユーザー側の立場から機器・設備の安全性向上や安定操業の維持を実現することを目的とした信頼性評価技術に関する研究を実施している。信頼性評価技術研究は、基盤技術研究部の材料基盤技術グループが担当しており、基礎的な材料強度試験や有限要素法を用いた応力解析などを行っている。ガスタービンに関する研究は、そうした信頼性評価技術研究の一環として実施しており、主に基礎的な実験的研究を実施している。

対象のガスタービンは、産業用コージェネレーションシステムで用いられているもので、注目するのは稼動中に起こる動翼のクリープ損傷である。ガスタービンは専門家によるメンテナンスを定期的に行っているが、ユーザーの立場では動翼のクリープ損傷蓄積量の推定ができないため、ユーザー自身による設備の維持管理手法の高度化やメンテナンスコストの削減が難しいのが現状である。このため、現場で測定可能なパラメータによりクリープ損傷蓄積量の推定を行う方法が必要となる。

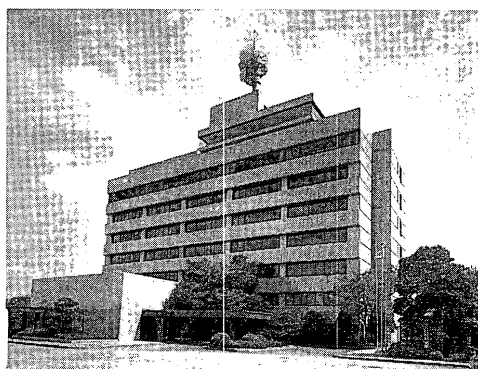


写真1 東邦ガス(株) 総合技術研究所 全景

原稿受付 2003年11月25日

* 1 東邦ガス(株) 総合技術研究所 基盤技術研究部
〒476-8501 東海市新宝町507-2

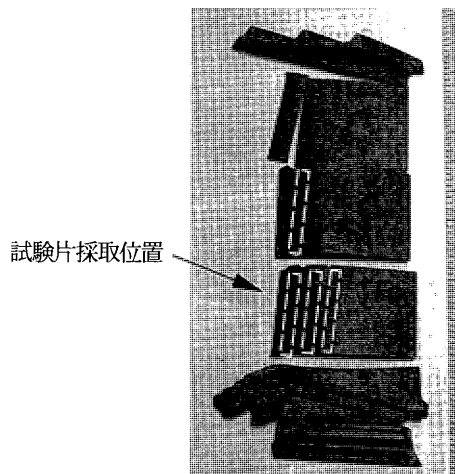


図1 ガスタービン動翼と試験片採取位置

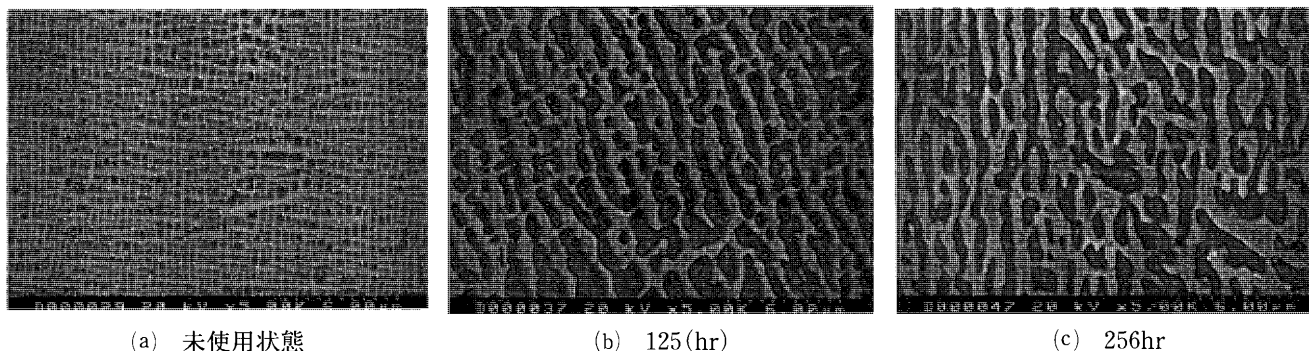


図2 クリープによる組織変化 (温度: 1323K)

クリープ損傷蓄積量を表わすパラメータとしては、組織観察によるマイクロキャビティーやマイクロクラックの量、弾性係数、超音波、硬さ、電気抵抗などがある⁽¹⁾。ところが、翼のクリープ損傷蓄積量の検出は精度が十分でないほか、クリープ強度の個体間差や使用条件の違いなどにより、通常の方法では予測が難しいとの意見がある⁽²⁾。

クリープ損傷蓄積量の評価は、ある温度・応力条件下でのクリープ経過時間と破断寿命の比で定義される寿命比と、クリープと共に変化する材料特性量の関係を求めることにより行うこととした。用いたのは、Ni基合金 MarM247製のガスタービン動翼である。この合金組織では、オーステナイト母相である γ 相と、析出相である γ' 相が観察される。 γ' 相については、クリープと共に特有の組織変化 (raft 構造) を示すことが報告されている⁽¹⁾。本研究では、合金組織の γ 相の変化に注目して、クリープ損傷蓄積量と寿命比の関係を調べた。

クリープ試験は大気中で行い、温度1223~1323Kの間で、800~1000時間実施した。試験片は、図1に示すように未使用のガスタービン動翼から、その翼の前縁部に対して平行な方向に採取した。クリープ試験片は、平行部において直径2mmおよび長さ6mmの小型丸棒試験片である。なお、試験片の支持部は、同材料を電子ビーム溶接した。

図2に、未使用状態と1323Kにおけるクリープ試験後の試験片断面の組織構造変化を示した。組織は応力軸に平行な面をSEMで観察した。なお、応力の方向は写真の左右方向に相当する。図中の白い部分が注目している γ 相で、一方の γ' 相は図中の黒い部分である。試験片組織は、未使用状態では網目状の γ 相中に微細な γ' 相が分布するが、時間の経過と共に γ' 相が粗大化して応力軸にほぼ垂直な方向に並ぶraft構造が見られた。さらに同図からは、 γ 相の応力軸方向幅が時間と共に増加する傾向も見られた。そこで、一つの試みとして組織中の γ 相幅をクリープ損傷蓄積量のパラメータとして、経過時間と γ 相幅との関係を調べた。図3に、1323Kにおける γ 相幅の変化を示した。縦軸は、未使用状態の γ 相幅で無次元化した。図から明らかなように、 γ 相幅

はクリープ時間の経過と共に単調に増加することが分かる。このことは、 γ 相幅がクリープ損傷蓄積量を表わす一つの指標として採用することができる可能性を示唆している。このように、ガスタービン動翼組織変化と損傷蓄積量の関係を調べる試験を実施し、損傷蓄積量を知るのに有効なパラメータがあることを確認した。

また現在は、こうした材料組織の変化と寿命比との関係を調べると共に、損傷蓄積量の検出技術に関する基礎的な研究を行っている。

3. おわりに

ここで紹介したように、当社では環境性能に優れたガスタービンコージェネレーションシステムの導入推進を目指した研究開発を進めている。今後も、ガスに関する技術を通じて社会のニーズに応えていきたい。

参考文献

- (1) Lemaitre, J., A Course of Damage Mechanics, 2nd ed., 1990, Springer, p. 35.
- (2) K. Mino, et al., Proc. Int. Cong. Adv. Mat. 2000, No.1055.

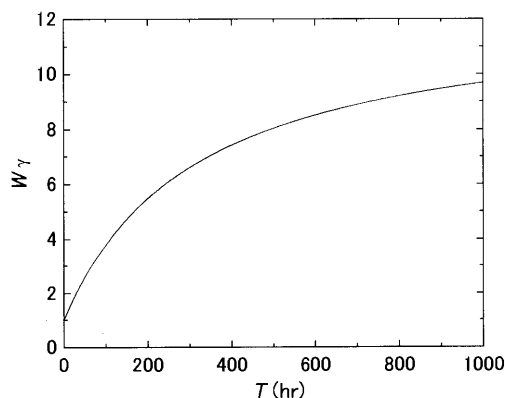


図3 クリープによる γ 相幅の変化 (温度: 1323K)

第16回エアブリージングエンジン国際シンポジウム (ISABE) に出席して

児玉 秀和*¹

KODAMA Hidekazu

キーワード：航空推進機関，エアブリージングエンジン，国際シンポジウム，見聞記

1. 第16回 ISABE 全般

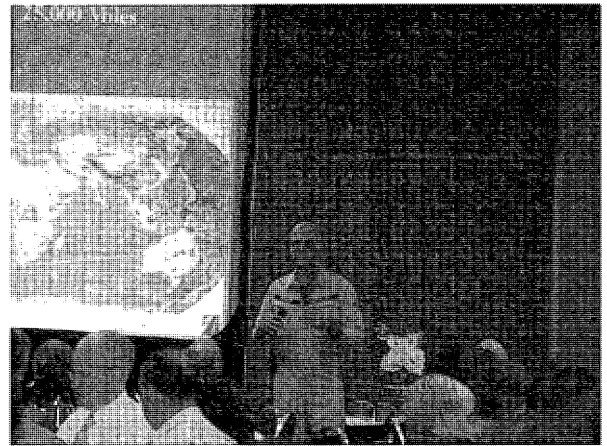
8月31日より9月5日までの6日間，米国オハイオ州クリーブランドにおいて第16回エアブリージングエンジン国際シンポジウムが開催された。今回の運営にはクリーブランドを所在地とする NASA Glenn Research Center が加わり，当センターを会場とする見学会も盛況に行われた。

2年前，インドのバンガロールで第15回 ISABE が開催された次の週に，あの衝撃的な9月11日の米国同時多発テロが起きた。当時不況と言われながらも世界の航空輸送はそれなりの伸びを示していた。しかしながらこの9月11日のテロを切っ掛けとして大打撃を受けることになり，その影響から回復できないまま第16回の開催を迎えることになった。このような苦しい状況であるにも拘わらず，シンポジウムでは閉塞的な暗さを感じることはなかった。それは今年がライト兄弟の初飛行から100年目となる記念すべき年であり，その僅か100年の間に築かれた飛躍的な航空技術の進歩を讃えようという雰囲気満ち溢れていたからではないかと思う。特別フォーラムでは航空推進機関の歴史を振り返る企画が組まれていたし，また将来どのように進歩していくかについても議論が行われた。さらに昼食会においても毎日のように講演が生まれ，ライト兄弟初飛行100周年を記念する企画は盛りだくさんであった。これまでとは違う特徴的なシンポジウムであったと言える。

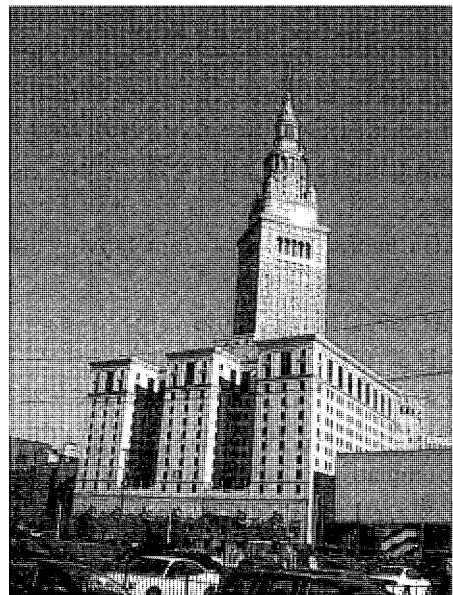
2. 招待講演および特別フォーラム

ISABE の招待講演や特別フォーラムでは，世界の主要な研究機関や航空エンジンメーカーから技術開発の現状と将来の展望について紹介があり興味深かった。

メーカーの先頭を切って講演したのは MTU であったが，ビッグ3 (GE, PWA, RR) に迫る技術レベルの高さを印象付けたという点で評価が高かった。MTU は民間航空エンジンの分野ではこれまで低圧タービンに特化した技術力で知られていたが，PW6000エンジンでは PWA に代わって高圧圧縮機 (HPC) も担当することに



昼食会の講演：Voyager による無着陸世界一周飛行を行った R. Rutan 氏



シンポジウムの会場となった Cleveland Renaissance Hotel

なり，民間エンジンビジネスにおいて高圧系への進出を果たしている。開発した HPC は6段で圧力比が約12という高負荷であり，実用段階としては世界トップクラスの技術と言える。

GE は今回も世界をリードするトップメーカーとして誇りに満ちた講演を行なった。TECH56プログラムの

原稿受付 2003年11月20日

* 1 石川島播磨重工業株式会社

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

要素開発における目標の高さは GE の技術力の凄さを感じさせるものであった。HPC では 6 段で圧力比が 14.7 と MTU のものよりさらに高い負荷に挑戦しており、現在目標効率を達成する最終段階にある。将来的なエンジン構想として Pulse Detonation Engine (PDE) を応用した高バイパス比ファンエンジンについて紹介した。PDE は前回の ISABE でも脚光を浴びており各メーカーの取り組みが注目されていたが、GE はその時点では PDE に関する戦略を明らかにしていなかった。今回示した GE の狙いは、ターボファンのコア系を PDE に置き換えることによりエンジンの価格や重量を大幅に低減させることにある。部品点数の多い HPC や高価な材料を必要とする高圧タービンが無くなることによって、価格も重量も 25% 低減できると見込んでおり、またサイクルの熱効率も上がるので燃料消費率を 20% 低減できると試算している。

RR や MTU などの欧州勢からは将来的なエンジンとして Intercooled, Recuperative Engine の構想が紹介されていた。これは圧縮機出口の空気をタービン出口の排熱で加熱する再生サイクルと、圧縮の途中段階で空気を冷却するサイクルを組み合わせたもの。熱交換器を 2 種類使うことになるので航空用エンジンとしては重量に問題が出てくるが、燃料消費率は最新の高バイパス比エンジンに比べて 20~35% 程度低減できると見積もっている。

環境問題に対しては、どこも最重要課題として取り組んでおり、今回いくつかの講演において 2015~2020 年に達成すべき環境対策の数値目標が示された。指標や基準を合わせてみると、ガスタービンエンジンを前提とした場合には大体似たようなレベルになり、世界中がほとんど同じゴールに向かって進んでいるとの印象を受けた。平均的な数値目標は次のようになると思われる。

- 騒音低減

ICAO Chapter 3 に対して Cumulative -30EPNdB

- 窒素酸化物 (NOx) 削減

ICAO 1996 に対して -80%

- 二酸化炭素 (CO2) 削減

最新の高バイパス比エンジンに対して -20%

騒音低減については、現在の技術で ICAO Chapter 3 に対して Cumulative -20EPNdB が可能になっていると考えられており、さらに 10EPNdB 低減することが求められる。これに対して Active Control の技術開発を進めているという紹介が MTU や GE からあった。NOx 削減については既に ICAO 1996 に対して 40~50% の削減がエンジンで実現されているが、80% 削減の目標についてもこれまでの予混合、予蒸発、希薄燃焼の技術を進化させることで実現できると考えている。また CO2 削減は、主にエンジンの燃料消費率を低減することによって達成されるものであり、20% 低減のためには革新的なエンジンサイクルを導入することも考えている。

NASA は航空エンジンメーカーとは異なり広い視野

で将来のエンジンを考えている。今後起きる革新のキーワードは 'Intelligent'、'Distributed' そして 'All Electric' であるとしている。'Distributed' はエンジンを小型化して機体に多数分散させるか、またはひとつのコアエンジンによって多数分散させたファンを駆動することを想定しており、機体騒音も含めた低騒音化を目指している。これは機体側と一緒に最適化を行う必要がある、航空エンジンメーカー単独ではできないことである。'All Electric' は燃料電池の適用を前提としたもので、有害排気物を皆無にすることを目指している。中型航空機の運航に使われるようにするためには、燃料電池の Power Density を現状の 20 倍にする必要があり、実用化されるのは 2020~2030 年頃になると推定されている。

Hypersonic Propulsion については PWA から講演があった。HyTech Program の中で地上実証エンジンによる試験が行われている。この地上試験で実証した技術を Hyper-X Program の X43C に適用し、マッハ数が 5~7 の飛行実証試験を行うことになっているそうである。

今回の特別フォーラムでは、先に述べたようにライト兄弟初飛行 100 周年に因んでフォーラム I の Milestones in the First Century of Aero Engines とフォーラム II の Visions for the Next Century of Aero Engines が企画された。日本に関する紹介もあり、フォーラム I の The Reign of Piston Engines のパートでは日本工業大学の松木正勝教授が、Blossoming of the Jet Age のパートでは航空ジャーナリストの石澤和彦氏が、そしてフォーラム II では宇宙航空研究開発機構の遠藤征紀氏がそれぞれ講演をされ好評であった。

3. 一般講演

前回の ISABE では 210 件の一般講演が予定されていたが、今回は 190 件と少なくなっている。一般講演の件数が少なくなる傾向は前回から続いていることである。ここでは変り種を 2 件紹介したい。

ひとつは Distributed Engine の推進効率に対する利点を明らかにした研究 (ISABE-2003-1129) である。Distributed Engine は騒音を低減するための方策として提唱されていたが、機体の主翼後縁から排気ジェットを噴出することにより推進効率を上げる利点もあることを説いている。通常エンジンでは 80% 程度しか出ない推進効率を、最適化によっては 88~90% まで上げることができるという結果が導かれた。

もうひとつは Foil Air Bearing の適用によるオイルフリーエンジンの提唱 (ISABE-2003-1182) である。ベアリングのための油圧系システムをなくすことで Regional Jet ではメンテナンスコストを半減することができ、直接運航コスト (DOC) を 8% 下げることができると推定されている。またオイル冷却の難しい Supersonic Business Jet ではさらに大きな効果が出て DOC を 12% も下げることができると試算している。Foil Air Bear-

ing の最大の問題点はスタートアップにあるが、これは Magnetic Bearing との組み合わせで解決できるとしている。

次回の第17回 ISABE は2005年の9月4～9日にドイツのミュンヘンで開催されることになっている。2年前のバンガロール開催から今回までには世界中でいろいろな事が起き、ISABE に参加した人達には様々な影響があったと思う。次回開催までの2年間は何事もなく平和な世の中であることを切に願っている。

タービン内再熱水素燃焼タービン

平岡 克英*1

HIRAOKA Katsuhide

キーワード：水素燃焼，再熱ガスタービン，再熱再生サイクル，水素エネルギー

1. はじめに

表紙の写真は，単段のタービン内再熱水素燃焼タービンの試験装置概観とノズル翼後縁から噴き出された水素がタービン内で燃焼している様子を示している。

水素燃焼タービンとしては，1993年に開始された水素利用国際クリーンエネルギーシステム（WE-NET）プロジェクトの水素燃焼タービンが耳に新しいが，本試験タービンは，もと船舶技術研究所（独立行政法人海上技術安全研究所に2001年改称）の森下輝夫，菅進両氏の着想による。1976年に2次元高温翼列風洞を用いて研究が開始され，試験タービン本体の詳細設計・製作は（株）東芝京浜事業所で行われ，1984年に製作された。諸事情によりすべての試験運転が終了したのは1995年となり，研究期間は思いのほか長期に亘った。研究結果はすでに本誌等^{1, 2}に報告しているので参考にさせていただけると幸いである。

2. 試験タービンの概要

水素は燃焼速度が化石燃料に比べて大きく比較的小さな空間で燃焼が可能なこと，熱伝導率と比熱が空気等に比べて高く冷却剤としてすぐれていることなどの特性をもつ。これらの特性を考慮してタービン内再熱水素燃焼タービンが提案された。すなわち水素を翼に導き，内部冷却を行わせた後，翼後縁から噴き出させてタービン内部の高速気流中で燃焼させる多段再熱ガスタービンである。再熱再生サイクルとすることで高熱効率が望める。タービン内で再熱して動力として回収する場合，ロータ翼から水素を噴き出し，次のノズル翼に入る前に燃焼を完了させる必要がある。しかし，試験タービンは空気源設備容量の制限から単段タービンとせざるを得なかったこととロータ翼に水素を導くことが技術的に困難であったことのために，水素はノズル翼後縁から噴き出すことにされた。

試験タービンの設計要目はノズル入口温度900℃，入口圧力0.196MPa [abs]，主空気流量2.6kg/sec，回転速度20,000rpm，出力405kW，再熱入力440kWである。

写真1に試験タービン本体外観，図1に断面概略図を示す。主空気は別置の空気圧縮機から供給され，タービ

ン外部ケーシング側面からタービン内部に導入されて内部ケーシングを冷却しつつ上部の主燃焼器に導かれる。主燃料は灯油である。高温燃焼ガスとなった主空気は再びタービンにもどりノズル翼へと導かれる。

ノズル翼はIN939精铸翼で，水素は25枚の翼1本ごとに供給される。翼後縁噴き出し孔は2次元翼列実験結果に基づき当初7個設けたが，環状翼列実験の結果，強い旋回流のために高温の水素燃焼ガスが流路の内側に強く曲げられ，内側ケーシングを過熱することがわかったので，内径側の4個の噴き出し孔を溶接で塞ぐ対策を施した。写真2に後縁噴き出し孔が塞がれていないノズル翼と孔を塞いだノズル翼を示す。

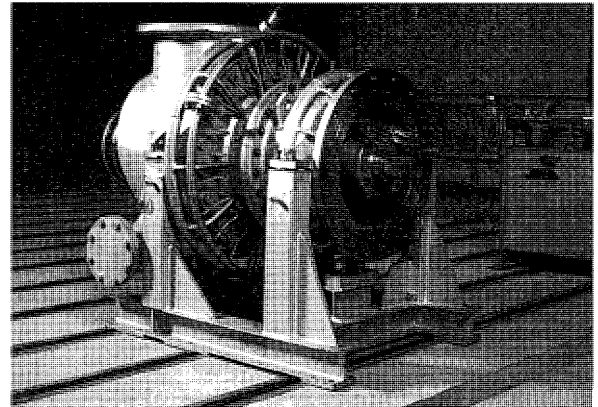


写真1 試験タービン本体

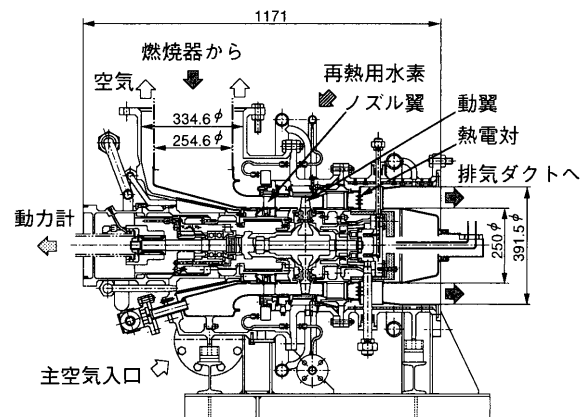


図1 試験タービンの断面概略図

原稿受付 2003年11月25日

*1 ㈱海上技術安全研究所 環境・エネルギー研究領域
〒181-0004 三鷹市新川6-38-1

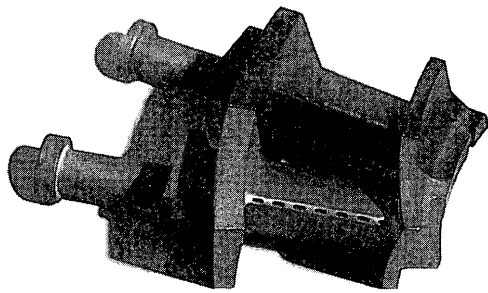


写真2 ノズル翼

ロータ翼は外径330mmのIN713LCを使用した精铸ブリスクである。37枚の翼とディスクの機械加工行程を省略して製造経費を抑えるために一体で铸造した。さらにロータ入口ガス温度が1000℃となるため各ロータ翼には6本、合計222本の冷却空気孔を設けたので、この一体型ロータの铸造が試験タービン製作上、技術的に最も困難なものとなった。写真3に機械加工前のロータディスクを示すが、製造に携わった小松ハウメット(株)殿の並々ならぬご努力の賜である。

水素の燃焼空間を確保するためノズル翼後縁とロータ翼前縁との軸方向距離は85mm離してある。

試験タービンは1984年に製作を完了したが、水素着火試験にこぎつけたのは1991年であった。この間老朽化した試験設備の更新整備、動力計とタービンを結ぶカップリングの不釣り合いによる振動やカップリングの不具合によるタービン潤滑油の喪失トラブル、振動センサーの肝をつぶさないばかりの誤信号発生トラブルなどの対策に追われた。

水素は着火したものの予定した水素燃焼効率とはほど遠かった。そのため主燃焼器出口温度分布の改善、温度計測法の改善、低温空気のタービン流路への漏れ込み防止、タービン入口温度の上昇など、水素燃焼効率の改善のための様々な対策を試み、ようやく1994年に燃焼効率100%を達成した。さらに一連の出力計測試験などを実施し、1996年に分解して内部の点検を行った。

ノズル翼後方で水素が燃焼する様子をタービン出口下流に設けた覗き窓から観察できたのは、ロータ翼の翼間にわずかな隙間が残っていたためで、非常に幸運であった。表紙写真で火炎が外周側から内周側に向かっているのがわかる。

試験タービンの出力試験結果は再熱により出力が増加することは認められたが設計出力の60%程度に止まった。膨張比の不足が最も大きな理由である。その理由にはタービン翼列出口流出角設計の誤差、主空気のガス側への漏れ込み(約20%)によるTITの低下および有効な作動ガス量の減少、ロータ翼チップクリアランスの過大などが考えられる。

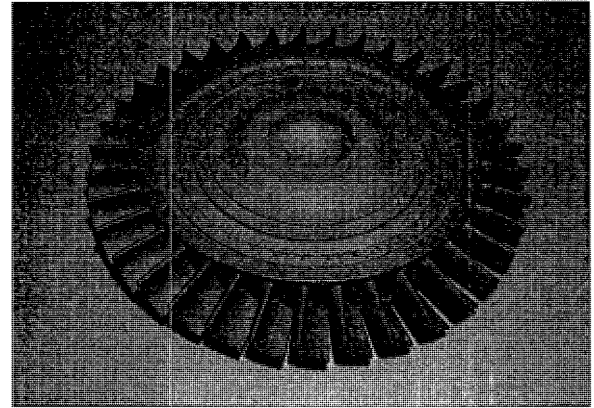


写真3 ロータ翼ディスク

課題は残されてはいるがタービン内再熱ガスタービンの可能性は示すことができたのではないかと思います。

3. むすび

現在エネルギー問題は地球温暖化問題を背景に難しい局面を迎えている。水素エネルギーシステムが問題解決の一端を担うことができると考えられて久しいが、世界のエネルギー消費量を円グラフに描いてそれと区別できる程の規模は一朝一夕に構築できるものではない。

エネルギー開発分野では燃料電池が脚光を浴びる一方、WE-NETで提案された水素燃焼タービンは残念ながら研究開発が中断された。水素はクリーンではあるが天然には存在しないエネルギー源であるから有効に利用する方法を幅広く追求すべきであろう。その過程で水素エネルギー社会への道筋がもっと明瞭になるのではないかと思います。

最後に試験タービンの製作および分解・点検に際しては(株)東芝京浜事業所に多大なご協力をいただいた。関係者に改めて深く感謝の意を表す。

参考文献

1. 春海一佳 ほか5名、タービン内再熱水素燃焼ガスタービンの研究、日本ガスタービン学会誌、第26巻101号、1998年6月、pp107-114
2. 平岡克英 ほか5名、タービン内再熱水素燃焼ガスタービンの研究、船舶技術研究所報告、第38巻第2号、2001年

第8回 国際ガスタービン会議報告

川口 修

KAWAGUCHI Osamu

2003年11月2日から7日にかけて、東京江戸川区の総合区民ホール（タワーホール船堀）において第8回国際ガスタービン会議が開催された。本国際会議は日本唯一のガスタービン関連の国際会議であり、1971年東京科学技術館における日本機械学会、米国機械学会ガスタービン部門（ASME/GTD）共催の国際会議を皮切りに以来4年ないしは6年おきに開かれてきた。

景気の先行きが不透明な状態の中、前回の神戸大会から4年後の2003年開催を先に延ばしてはどうかとの意見も出されたが学会内に設けられた国際会議検討委員会を中心に検討が続けられた結果、技術進歩の早い今日、4年以上の間隔をあけるのは適当でないとの考えと他の関連国際会議との時期の重複を避けたいとの考えから2003年秋の開催に踏みきった。時期については、たまたま日本機械学会主催のICOPE（動力エネルギー国際会議神戸大会）が2003年秋開催を予定しており、影響を懸念する声も強かったが、結局その前の週11月2日から11月7日の期間と決定した。また、これまでは国際ガスタービン会議組織委員会主催のもとに日本ガスタービン学会が幹事学会として国際会議が行われてきたが、今回は日本ガスタービン学会主催の国際会議とすることとなった。

会場の選定については、講演会、展示会の会場として適当か、交通や宿泊の利便性、会場借用料等を配慮し、首都圏にあるいくつかの会場を下見検討した結果、最終的に都営新宿線船堀駅前にある江戸川区総合区民ホールに決定した。この建物は国際会議用に作られたものではないので、若干要求に合わない点もあったが許容範囲と判断した。

さらに今回は永年の懸案であった米国機械学会ガスタービン部門（ASME/IGTI）との協力関係の復活が叶った。これには学会の多くの諸先輩方の努力に負うところが大きく、感謝にたえない。世界の関連学会の中でASMEの影響力の大きさを考えるとその協力の有無は会議の成否を大きく左右するものである。今回はその他に国内の日本機械学会、日本航空宇宙学会をはじめとして英国、ドイツ、フランス、中国、韓国等の海外関連学会の協力も得られることとなり、2002年5月に学会内に組織委員会、実行委員会が組織されて本格的な開催準備をスタートした。

今回は国際ガスタービン会議のホームページを充実し、インターネットを通じて常に会議の最新情報を国内外に発信することとし、これまで印刷物として配布していたサーキュラーの発行をやめ、全世界への会議情報の正確

かつ迅速な発信を図るととも経費の削減を行った。

国際会議の成否は質の高い論文が如何に多く寄せられるかに依存するが、今回、過去最高の160件の論文が国内外から寄せられた。また、そのうち海外からの論文が73編、国内が87編とこれまでの国際会議で海外からの論文の比率が最も高くなった。これらの論文の発表は分野ごとに6つの会場で行われ、活発な討論が行われた。さらに今回の特徴として国内外の著名研究者、技術者を招聘して7件のKeynote Speech、2件のForum、1件のPanel Discussionが実施され、それぞれ多くの参加者に有用な情報が提供された。また、論文のProceedingsを印刷物で配布することを止めて論文を収めたCD-ROMと印刷したAbstract集を配布することとした。CD-ROM化については参加者がその場で論文を見ることができないという理由で前回は見送られたが、多くの国際会議での例を踏まえCD-ROM化に踏み切ったものである。しかし、参加者からは特に苦情が寄せられることは無かった。また、今回は青少年・一般向け講座「空飛ぶガスタービンの話」を開催し、ガスタービンをやさしく解説する企画を展示会場で行った。

国際会議のもう一つの柱である展示会は会場が前回までのものに比較して床面積が大幅に少なくなり、機器展示場として手狭かとも感じられたが、展示委員会の努力によって36の企業、団体の展示が行われ、さらに新たな企画として展示会場とは別のフロアで大学等の研究内容を紹介するパネル展示が行われた。これらの限られた条件の中で行われた展示には延べ3,700人以上の入場者があり、各方面から実質的で見やすかったとおおむね良好な評価が寄せられている。

会議中の行事としては、3日目の夜に都立葛西臨海水族園のレストランでBanquetが開催され、180人程の参加者が夜の水族館の見学を楽しんだ後に賑やかに食事をしながらの談笑を楽しんだ。会期中には会場内で茶道のお点前を楽しんで貰う企画も行われ、海外からの参加者を中心に喜ばれた。また、最終日にはプラントツアーが行われ、品川火力発電所と全日空原動機センターのコース、石川島播磨重工田無工場と宇宙航空研究開発機構の航空宇宙技術センターのコースに総計約50名が参加した。

国内の景気回復が思わしくない中でどのくらいの参加者が集まるか心配されたが、関連各社の多大な協力のもと最終的には500人を超える参加者となった。特に今回は海外からの参加者が多く、約120名に上ったことは喜ばしいことである。このように海外からの論文の発表や

参加者が多数に上った理由としては、組織委員会委員、実行委員会委員、学会理事の皆様による多大なご協力によるところも大きいですが、ASME/IGTIをはじめとする海外学会による参加、論文発表の呼びかけ、Web Siteによる広報も功を奏したと考えられる。

以上述べたように、今回の国際会議は経済情勢が回復しない中、大幅な緊縮予算での開催となり、質を落とさずに経費を削減するという努力をせざるを得なかったが、

幸いに大きなトラブルも無く、充実した国際会議として参加した方々に満足していただけたと自負しており、長期にわたって努力していただいた実行委員、支援していただいた組織委員、学会理事の皆様には心より感謝しており、紙上を借りて御礼を申し上げる次第である。

(2003年国際ガスタービン会議東京大会
実行委員会委員長)

～第32回ガスタービン定期講演会（高知）・見学会のお知らせ～

平成16年度のガスタービン定期講演会を以下のとおり高知県にて開催いたします。講演募集の内容、講演申込締切、見学会等の詳細につきましては、学会誌3月号及び学会ホームページでお知らせします。

開催日：2004年10月20日(水)、21日(木)

開催場所：高知市文化プラザ かるぽーと

高知県高知市九反田2番1号

見学会を10月22日(金)に予定しています。

なお、講演申込締切は6月末頃、講演原稿締切は8月末頃の予定です。

○ 本会協賛・共催行事 ○

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
第267回講習会 実務者のための騒音防止技術（デモ展示付き）	H16/1/21-22 大阪科学技術センター 4階 401号室	日本機械学会関西支部 TEL：06-6443-2073 FAX：06-6443-6049 E-MAIL：jsme@soleil.ocn.ne.jp
基礎教育講習会－エンジンにおける実験・計測の基礎と応用（その8）	H16/2/3 日本機械学会 会議室	日本機械学会 事務局 TEL：03-5360-3504 FAX：03-5360-3507 E-MAIL：takimoto@jsme.or.jp
38-1 マリンエンジニアリング月例講演会	H16/2/6 神戸大学 深江キャンパス	日本マリンエンジニアリング学会 TEL：03-5396-0461 FAX：03-5396-0462 E-MAIL：mesj@jime.jp, URL：http://www.jime.jp/
材料強化設計の基礎と応用 －マイクロからマクロスケールまでの高強度・高靱性材料開発への展開を目指して－	H16/3/29 東京工業大学 大岡山キャンパス 南6号館612講義室	日本金属学会 TEL：022-223-3685 FAX：022-223-6312 E-MAIL：apply@jim.or.jp
Second International Conference on Industrial Gas Turbine Technologies	29/30 April 2004 Hotel Golf, Bled, Slovenia Europe	The Thematic Network CAME-GT RTD Framework Programme V of the European Union Web site：http://www.came-gt.com



▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕

中野英彦(IHI)

伊東貴之(朝日ゼール)

坂田啄磨(住友重機械工業)

小野寺 誠(小野寺機械技術研究所)

塩崎成弘(三菱重工)

永田秀昭(大阪ガス)

杉山 弘(室蘭工大)

佐藤博之(青学大)

〔学生会員〕

町屋修太郎(名古屋大)

〔賛助会員〕

(株)神戸製鋼所

2004年度第1回見学会および技術フォーラムのお知らせ

1. 日 時

2004年4月21日(水曜日) 13:20~16:30

2. 場 所

大阪大学(吹田キャンパス)工学研究科

機械系D棟3階会議室

〔所在地〕大阪府吹田市山田丘2-1

TEL 06-6877-5111

<http://www/accessmap.html>

3. 見学会

(1) 受付及び主催者挨拶 13:20~13:30

(2) フォーラム 13:30~15:30

1. 「噴霧燃焼の観察とシミュレーション」

赤松史光(大阪大学助教授)

2. 「旋回キャビテーションの新しい防止法」

辻本良信(大阪大学教授)

(3) 燃焼工学研究室見学会 15:30~16:30

4. 交通の便(工学部への経路)

①〔電車〕阪急電車千里線「北千里駅」下車。

東へ徒歩約25分。

②〔電車〕JR東海道線「茨木駅」下車、

近鉄バス「阪大本部前行」乗車、

阪大本部前下車。

③〔地下鉄〕御堂筋線「千里中央駅」下車、

阪急バス「阪大本部前行」、

阪大本部前下車。

④〔モノレール〕大阪モノレール「阪大病院前」下車。

北西へ徒歩約15分

⑤ JR新幹線「新大阪駅」より

地下鉄御堂筋線(北大阪急行線経由)に乗車、

③へ(所要時間約1時間)

⑥ 大阪伊丹空港より 大阪モノレールに乗車、

「阪大病院前」下車、(所要時間約1時間)

⑦ 関西空港より

大阪伊丹空港行きのバスに乗車、大阪伊丹空港

から大阪モノレールに乗車、「阪大病院前」下

車、(所要時間2時間半程度)。JRや南海電車

を利用するルートもあります。

5. 参加要領

(1) 定員50名・但し会員に限る

(申込超過の場合は抽選し、結果を応募者全員にご連絡します。)

(2) 申込方法;下記の申込書にご記入の上、FAX

又は郵送にて学会事務局へお送り下さい。

申込み期限;2004年4月16日(金)

(3) 参加費 3,000円 当日受付にてお支払い下さい。

フォーラム参加申込書

申込締切日(2004年4月16日)

開催日(2004年4月21日)

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX. 03-3365-0387 TEL. 03-3365-0095

氏 名		G T S J 会員番号	
勤 務 先			
勤 務 先 住 所	〒		
T E L		F A X	
連 絡 先	〒		
E-mail			

平成15年度見学会・技術懇談会のお知らせ

平成15年度の見学会・技術懇談会を下記の要領で開催いたします。

今回は航空機及びジェットエンジンの研究施設について見学しますので奮ってご参加下さい。

13:00～17:00 全般説明
研究設備の見学
技術懇談
17:00 解散

1. 日 時

平成16年2月6日(金)

2. 見学先

防衛庁技術研究本部第3研究所
東京都立川市栄町1-2-10

3. 見学内容

- (1) エンジン試験設備
- (2) エンジン構造試験設備
- (3) 風洞試験設備
- (4) 機体強度試験設備 等

4. スケジュール

13:00 第3研究所講堂 集合
(正門で立ち入り手続きを行う)

5. 参加要領

- (1) 定 員 30名
- (2) 参加費 ￥3,000
- (3) 参加資格 学会会員に限る
- (4) 申込方法 下記の申込用紙にご記入のうえ1月23日(金)までにFAX, 郵送またはE-mailにて学会事務局にお送り下さい。
- (5) 交通手段 JR立川駅北口12番乗り場立川バス北町行き乗車, 「自衛隊正門前」下車
バス約10分, 間隔約20分

なお, 詳細については本誌11月号または学会ホームページをご覧ください。

(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsjindex.html>)

見学会参加申込書

申込締切日 平成16年1月23日(金)

開 催 日 平成16年2月6日(金)

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX: 03-3365-0387 TEL: 03-3365-0095 E-mail: gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏 名		G T S J 会員番号	
勤 務 先			
勤 務 先 住 所	〒		
T E L		F A X	
連 絡 先	〒		
E-mail			

2003年も押し詰まってきて重大ニュースのテレビ番組を見ながら原稿を書いています。イラク戦争、フセイン前大統領拘束、SARS流行そして18年ぶりの阪神タイガースリーグ優勝などが思い出されます。私も何回か海外出張しましたが、3月に香港経由で帰国した際高熱の風邪にかかりSARSでは？と心配したことが思い出されます。年初は市場も活発ではありませんでしたが、後半になり産業機械市場は多少景気回復の兆しを感ずるようになりました。ドル安円高傾向が気になりますが2004年を期待したいと思います。

さて、今月号は燃焼技術特に低NO_x燃焼器動向と次世代環境対応新燃焼システムを特集しました。特集号刊行に当たり、「燃焼器技術変遷と動向」と題し電力中央研究所の田丸先生にご寄稿いただきました。燃焼技術を論じる上で窒素酸化物の排出低減は重要なテーマの一つであります。ドライ型低NO_x燃焼器の開発と実用化、希薄予混合燃焼における燃焼振動、希薄急速混合低NO_x燃焼などについて各メーカーの方々に最新の技術と動向を解説いただきました。

喫茶室は大槻幸雄氏に御願ひし快く引き受けていただき、「零戦に学ぶ」と題し当時の開発経緯を回想いただきました。研究所便りは東邦ガスにおけるガスタービンコジェネレーション研究開発を三輪昌隆氏に執筆いただきました。表紙は(独)海上技術安全研究所から再熱水素燃焼タービンの試験装置の写真を提供いただきました。見聞記は石川島播磨の児玉秀和氏に8月末から米国クリーブランドで行われた第16回エアブリージング国際シンポ

ジウムのご報告を掲載しました。

最後に執筆者の皆様には、御忙しい中また急な原稿依頼に対しても快くお引き受けいただきましたことを厚く感謝致します。尚本号の企画編集に当たっては伊東委員(東芝GE)、塩原委員(東京電力)、市川委員(東邦ガス)そして盛田(荏原)が担当しました。

(盛田明男)

(表紙写真)

タービン内再熱水素燃焼タービン

説明：写真は、タービン内再熱水素燃焼タービンの試験装置概観とノズル翼後縁から噴き出された水素がタービン内で燃焼している様子を示している。水素を翼に導き、内部冷却を行わせた後、翼後縁から噴き出させてタービン内部の高速気流中で燃焼させる多段再熱ガスタービンの構想を実証するために試作された単段試験タービンの実験装置である。設計要目はノズル入口温度900℃、入口圧力0.196MPa [abs]、主空気流量2.6kg/sec、回転速度20,000rpm、出力405kWである。試験タービン本体は1984年に製作されたもので詳細設計・製作は(株)東芝京浜事業所で行われた。

(提供：独立行政法人 海上技術安全研究所)

だより

♣事務局

樹々の黄色や赤も茶色へと変わり、冬の到来を感じさせる今日この頃です。

去る11月開催の国際会議もおかげさまで大過なく終了いたしました。

懸念されていた会議参加者も600人弱ほど、展示会にも延べ3,700人ほどの方々にお集まりいただきました。

今回は日本ガスタービン学会が主催ということで、事務局もかなり関わることになりいろいろお手伝いしたのですが、お手伝いのしがいがあったというものです。

今は国際会議の残務整理に追われる毎日ですが、始まる前のあの不安な気持ちは払拭され、やっと気持ちにゆとりが出来ました。

この文章を書いているのは、12月中旬ですが、今年はデパートのクリスマスソングもころなしか遠慮がちに

響いています。このクリスマスソングと共に今年も終わると思うとなんだか寂しいのですが、来年は何か少しいいことがあるかもしれないとかすかな希望を持って新年を迎えることにいたしましょう。

この学会誌が発行されるのは、新しい年を迎えての1月20日。さっそく1月22日よりセミナーが開催されます。また年度末となりますが2月6日に見学会が開催されます。会告にもございますので、是非ご参照の上、ご参加くださいますよう…。

学会行事はこの学会誌のみならず、学会のHPにも掲載しております。

出来るだけ最新のものをと心がけておりますので是非時々覗いてみて下さい。

(国際会議の様子もちょっと載っています)

[A]

2003年も押し詰まってきて重大ニュースのテレビ番組を見ながら原稿を書いています。イラク戦争、フセイン前大統領拘束、SARS流行そして18年ぶりの阪神タイガースリーグ優勝などが思い出されます。私も何回か海外出張しましたが、3月に香港経由で帰国した際高熱の風邪にかかりSARSでは？と心配したことが思い出されます。年初は市場も活発ではありませんでしたが、後半になり産業機械市場は多少景気回復の兆しを感ずるようになりました。ドル安円高傾向が気になりますが2004年を期待したいと思います。

さて、今月号は燃焼技術特に低NO_x燃焼器動向と次世代環境対応新燃焼システムを特集しました。特集号刊行に当たり、「燃焼器技術変遷と動向」と題し電力中央研究所の田丸先生にご寄稿いただきました。燃焼技術を論じる上で窒素酸化物の排出低減は重要なテーマの一つであります。ドライ型低NO_x燃焼器の開発と実用化、希薄予混合燃焼における燃焼振動、希薄急速混合低NO_x燃焼などについて各メーカーの方々に最新の技術と動向を解説いただきました。

喫茶室は大槻幸雄氏に御願ひし快く引き受けていただき、「零戦に学ぶ」と題し当時の開発経緯を回想いただきました。研究所便りは東邦ガスにおけるガスタービンコジェネレーション研究開発を三輪昌隆氏に執筆いただきました。表紙は(独)海上技術安全研究所から再熱水素燃焼タービンの試験装置の写真を提供いただきました。見聞記は石川島播磨の児玉秀和氏に8月末から米国クリーブランドで行われた第16回エアブリージング国際シンポ

ジウムのご報告を掲載しました。

最後に執筆者の皆様には、御忙しい中また急な原稿依頼に対しても快くお引き受けいただきましたことを厚く感謝致します。尚本号の企画編集に当たっては伊東委員(東芝GE)、塩原委員(東京電力)、市川委員(東邦ガス)そして盛田(荏原)が担当しました。

(盛田明男)

(表紙写真)

タービン内再熱水素燃焼タービン

説明：写真は、タービン内再熱水素燃焼タービンの試験装置概観とノズル翼後縁から噴き出された水素がタービン内で燃焼している様子を示している。水素を翼に導き、内部冷却を行わせた後、翼後縁から噴き出させてタービン内部の高速気流中で燃焼させる多段再熱ガスタービンの構想を実証するために試作された単段試験タービンの実験装置である。設計要目はノズル入口温度900℃、入口圧力0.196MPa [abs]、主空気流量2.6kg/sec、回転速度20,000rpm、出力405kWである。試験タービン本体は1984年に製作されたもので詳細設計・製作は(株)東芝京浜事業所で行われた。

(提供：独立行政法人 海上技術安全研究所)

だより

♣事務局

樹々の黄色や赤も茶色へと変わり、冬の到来を感じさせる今日この頃です。

去る11月開催の国際会議もおかげさまで大過なく終了いたしました。

懸念されていた会議参加者も600人弱ほど、展示会にも延べ3,700人ほどの方々にお集まりいただきました。

今回は日本ガスタービン学会が主催ということで、事務局もかなり関わることになりいろいろお手伝いしたのですが、お手伝いのしがいがあったというものです。

今は国際会議の残務整理に追われる毎日ですが、始まる前のあの不安な気持ちは払拭され、やっと気持ちにゆとりが出来ました。

この文章を書いているのは、12月中旬ですが、今年はデパートのクリスマスソングもころなしか遠慮がちに

響いています。このクリスマスソングと共に今年も終わると思うとなんだか寂しいのですが、来年は何か少しいいことがあるかもしれないとかすかな希望を持って新年を迎えることにいたしましょう。

この学会誌が発行されるのは、新しい年を迎えての1月20日。さっそく1月22日よりセミナーが開催されます。また年度末となりますが2月6日に見学会が開催されます。会告にもございますので、是非ご参照の上、ご参加くださいますよう…。

学会行事はこの学会誌のみならず、学会のHPにも掲載しております。

出来るだけ最新のものをと心がけておりますので是非時々覗いてみて下さい。

(国際会議の様子もちょっと載っています)

[A]

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.1 2004.1

発行日 2004年1月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 湯浅三郎
発行者 吉岡英輔
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
學術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: naka-atsu@muji.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.1 2004.1

発行日 2004年1月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 湯浅三郎
発行者 吉岡英輔
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: naka-atsu@muji.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.1 2004.1

発行日 2004年1月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 湯浅三郎
発行者 吉岡英輔
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
學術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: naka-atsu@muji.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.1 2004.1

発行日 2004年1月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 湯浅三郎
発行者 吉岡英輔
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
學術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp