

(社)日本ガスタービン学会名誉会員の紹介

(社)日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員となります。去る平成 14 年 4 月 4 日開催されました平成 14 年通常総会において次の方が新たに本学会の名誉会員になられましたので、ご紹介致します。



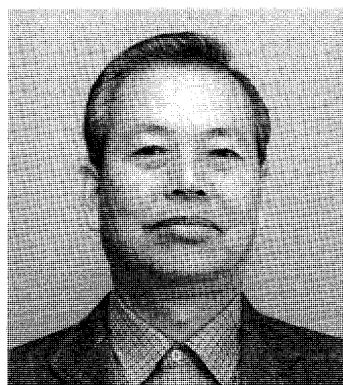
秋 葉 雅 史 君

(1931 年 5 月 15 日生)

昭和 29 年 3 月	横浜国立大学工学部機械工学科 卒業
昭和 29 年 4 月	石川島芝浦タービン(株), [現(株)東芝] 入社
昭和 57 年 4 月	(株)東芝 エネルギー事業本部 副技師長 (原動機担当)
昭和 60 年 4 月	同社 京浜事業所技監
昭和 63 年 4 月	横浜国立大学 助教授 (工学部生産工学科兼大学院工学研究科)
平成 5 年 5 月	同上教授
平成 9 年 4 月	早稲田大学客員教授 (理工学総合研究センター)
平成 14 年 3 月	早稲田大学定年退職

本会関係略歴

昭和 52 年	入会
理 事	(GTSJ 4, 5, 8, 9, 12, 13, 15, 16, 18, 19 期)
監 事	(GTSJ 23 期)
評議員	(GTSJ 6, 7, 10, 11, 14, 17, 20, 21, 22 期)



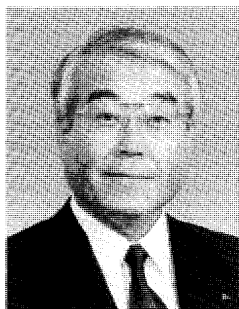
森 下 輝 夫 君

(1931 年 4 月 21 日生)

昭和 30 年 3 月	東京都立大学工学部機械工学科 卒業
昭和 30 年 4 月	運輸省入省 航空局技術部検査課
昭和 32 年 7 月	運輸省運輸技術研究所 原動機部
昭和 36 年 4 月	運輸省船舶技術研究所 機関開発部
平成 4 年 3 月	運輸省定年退官
平成 7 年 7 月	運輸省船舶技術研究所 非常勤職員退職
平成 8 年 3 月	運輸省船舶技術研究所 非常勤研究員委嘱期間終了

本会関係略歴

昭和 47 年	入会
	理 事 (GTSJ 3, 4, 7, 8, 11, 12, 15 期)
	評議員 (GTSJ 5, 9, 10, 13, 14, 16 期)



第 27 期会長就任挨拶 21 世紀におけるガスタービンの 進化を期待して

柘植 綾夫^{*1}
TSUGE Ayao

学会創立 30 周年の節目の年に会長を拝命した事は、身の引き締まる思いであります。

この 30 年間にわたる先輩方の血の滲むような努力の成果が、今日の日本のガスタービンとして大きく花開き、国内はもとより世界に羽ばたき始めました。

おりしもガスタービンを取り巻く環境は、地球環境問題に貢献する高効率化、低 NOx 化への更なる要求や、規制緩和、自由化に伴う電力ビジネスモデルの多様化と各種分散配置型電源システムへのニーズの高まりなど、国内にとどまらず、世界においても激変しつつあります。このような環境の変化に対応して、21 世紀のガスタービンはあたかもカンブリア紀の生命多様化の爆発と似た、様々な進化と用途の多様化の時代に入っていくでしょう。本学会の新たな 10 年も、このガスタービンの進化と用途の多様化を促すものでなければなりません。

アカデミア側の会員、そして官と産業側の会員が一丸となって、従来の発想に囚われない進化の道を切り開こうではありませんか。

昨今、内閣府総合科学技術会議の先導の下、科学技術創造立国を目指した産学官連携強化の方向が打ち出されておりますが、21 世紀における世界のエネルギー変換システムの主軸になろうとしているガスタービンとその様々な複合システムの進化に対する、国としての投資と産学官連携への取り組みを強化せねばなりません。

ガスタービンの進化と用途の多様化を促す技術は、エネルギーの有効利用と地球温暖化対策の核心技術であり、科学技術創造立国および製造業立国としてのわが国の重点開発テーマでありつづけねばなりません。

この点での国策としての強化を怠ると、21 世紀に世界で起こるであろう“ガスタービンの進化と用途の多様化”の潮流に乗り遅れ、ひいてはわが国の産業力の低下をもたらすことになる事を憂慮します。

20 世紀にわが国が生み出した世界に誇る技術と重工業製品のほとんどが国家の研究開発投資と産業側の投資との組み合わせ、および産学官連携の賜物によるものであったことは、高効率ガスタービン、日本型軽水炉、高速炉、HII ロケット、新幹線およびリニア鉄道などの例を見ても明白です。

しかしながら、欧米に日本が見習うお手本があった 20 世紀は終わり、21 世紀は日本が自ら白紙に絵を描く事からやらねばならぬ時代を迎えています。

改良技術であれ革新的な技術であれ、基礎研究から実用機開発、検証を経て、社会と世界が必要とする信頼される巨大システムの工業製品にまで仕上げるには、産業側の知力と投資力だけでは従来以上に実現困難な時代を迎えており、国策として我が国の自主技術と産業の育成に向けた資金面、人材面の両面からのフレームワーク強化が不可欠となっております。

欧米に目を向けると、次世代ガスタービン、次世代原子力発電プラント、次世代航空機などの、戦略的な産業育成に向けた国家資本主義的な研究開発投資と産学官連携の確かな展開を見ることが出来ます。

わが国の製造業は、米国の製造業に水をあけられた空白の 10 年を挽回すべく、生存を賭けての技術力再構築に注力しておりますが、この産業側の活動を真の国力に高めるために、国策による研究開発投資と産学官連携の具体的な強化とアカデミア側の責務の点検、強化が急務です。

本学会の活動の一環として、会員の皆様方の参加のもと、このような観点からの掘り下げと、21 世紀のガスタービンの進化に向けた、国と産業およびアカデミアの連携強化に向けた貢献ができればと考えます。

原稿受付 2002 年 4 月 17 日

* 1 三菱重工業(株) 技術本部

〒220-8401 横浜市港区みなとみらい 3-3-1

AMG 特集の発行によせて

梶 昭次郎^{*1}

KAJI Shojiro

今年、東京の桜の開花は異常に早く、平年より2週間も前倒しされたようだ。むかし桜と言えば4月上旬頃で、入学式のシンボルだったのが、今や平年並み満開が3月末とのことである。桜花が勇み足する一方、南極大陸で巨大な氷棚が崩壊しているといった話を聞くと、いよいよ地球の温暖化が本格的に進行しているのかとも思う。

化石燃料を用いる熱機関は排気ガスが地球温暖化に関わっており、ガスタービンも熱機関の一員として責めは免れない。排気ガスに含まれる炭酸ガス(CO₂)や窒素化合物(NO_x)が温暖化に影響を及ぼす。航空用ガスタービンに限って考察してみよう。1992年の時点では、航空機の排出するCO₂は年間5億トンで、人間社会のCO₂総排出量のおよそ2%、輸送機関中に占める割合は約13%であった。これが将来どうなるかは、全地球的な経済成長率や人口増加率といった要因に依存して変化するが、中庸のシナリオに基づく予測では2050年頃には年間15億トン、人間社会のCO₂総排出量の3%に達すると見込まれている。このシナリオでは60年間に航空輸送の伸びは年率3.1%、燃料消費の伸びは年率1.7%としており、結果として輸送量は6.4倍、燃料消費量は2.7倍に増加するものと見なしている。

NO_xの排出は対流圏オゾンの増加を通じて温暖化に効いて来る。航空エンジンのNO_xは高空で排出されるところが特徴的で、地表NO_xよりもオゾン生成効果が強く、高高度のオゾンは低高度のオゾンよりも温暖化効果が強い。1992年の時点では、航空機はその影響が無いとした場合に較べて巡航高度のオゾンを6%増加させており、それが2050年には13%増に達するだろうと考えられている。一方、航空機エンジンによるNO_xの排出は温室効果ガスである大気中のメタンを減少させるので、この点は温暖化に対して好都合である。結局、オゾンが増加したことによる影響単独では、炭酸ガス増加と同程度に地球温暖化に寄与するはずのところ、その寄与の約半分はメタン減少による寒冷化効果で打消され、残り半分の影響が温暖化に効いて来ることになる。

エンジン排気に含まれる水蒸気自身による温暖化は極く僅かで問題にならず、むしろ高空で生成される飛行機雲増大による温暖化が、炭酸ガス増加による寄与と同程度あるいはそれ以上に効いて来る。

このような訳で、化石燃料を使う限り航空需要の増大が地球温暖化を助長することは避けられないが、これを少しでも和らげるために、燃料の消費量を抑制し、NO_xの排出量を低減することが航空機にとって喫緊の技術課題となっている。

燃料の消費量を抑える手段は、エンジン性能の向上と軽量化である。エンジン構成要素の効率改善や高いサイクル性能を実現することが重要であり、そのために高いサイクル温度、圧力に耐える高温材料の開発と、高い冷却能力の確保が欠かせない。推進システム重量削減の観点からは、段当りの空力負荷の増大と軽量材料、軽量構造法の導入が必要となる。さらにエンジンを機体に搭載する段階では、エンジンナセル抵抗の低減や、エンジン機体一体化による抵抗削減、高度エンジン制御の適用を進めて行かなければならない。

航空機の場合、燃料消費量抑制に対して機体側にも大きな責任があるのは言うまでもない。空力性能の向上や軽量化、最適制御や最適運航が図られねばならない。このようにして、1997年を基準にした燃料利用効率を、2015年までに機体側で10%、エンジン側で10%合計20%、2050年までに機体側で25%、エンジン側で20%合計45%改善することが、予測シナリオとして要求されている。

NO_x削減は燃焼器の役割である。NO_xは温暖化効果ばかりでなく、酸性雨や光化学スモッグの原因物質であり、現在は空港近辺高度900m以下の、離陸着陸タキシーイングのサイクルにおける排出量が規制(1996年からはCAEP/2)されている。NO_xは燃焼器内の高温反応部で生成されるため、生成量は燃焼器入口空気温度、燃焼器出口ガス温度、高温反応部滞留時間に依存する。それゆえ上述の規制はエンジン圧力比に応じた緩和措置がとられているが、温暖化の議論においては巡航時におけるNO_xの正味排出量が問題であり、単位燃料当りの排出量、即ちEIを規制することが要請される。

燃料利用効率を上げるためエンジンの最高温度、圧力を上げようとする、NO_x排出量は急激に増大することになり、これを克服する低NO_x燃焼器の開発は厳しい対応を迫られることになる。対応策としては燃料噴霧の均一化、燃料空気混合の改善、内筒冷却空気削減・稀釈空気増量、滞留時間の削減等が考えられるが、これらの方法では自ずとNO_x低減に限界がある。さらに燃焼器を多重化してエンジン作動状態に応じた肌理細かい燃

原稿受付 2002年4月4日

*1 東京大学大学院工学系研究科

〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1

焼を実現し、局所温度や滞留時間を抑制する必要がある。EI5 (5 grNO_x/燃料 kg) といった、極端に NO_x 排出量の少ない燃焼器を要求される超音速輸送機用エンジンでは、稀薄予混合予蒸発型 (LPP) とか過濃燃焼急速冷却希薄燃焼型 (RBQQ) が考案されている。超音速機用エンジンは圧力比が比較的低いが、同じような考え方を高圧力比の亜音速機用エンジンに適用しようとする、LPP では逆火の問題、RBQQ では煤の発生等の困難に直面することになる。

このような事情があるため、先に述べた燃料利用効率を重視した予測シナリオで 2050 年までに 45% 改善しようすると、NO_x 排出の方は 2050 年まで CAEP/2 規制のせいぜい 10~30% 程度しか削減出来ない。逆に NO_x 削減を重視した予測シナリオで、NO_x を 2020 年までに CAEP/2 規制から 30~50% 削減、さらに 2050 年までに 50~70% 削減しようすると、燃料利用効率は 1997 年レベルの 30~40% 改善とやや低く留めざるを得ないのである。

本特集号の AMG (Advanced Material Gas-Generator) が実施された株式会社先進材料利用ガジェネレータ研究所は、基盤技術研究促進センターの出資制度に基き、国内 14 社を糾合して平成 5 年に設立された。当時の実用エンジンを基準に、燃料消費率の 20% 改善、重量の 50% 軽減、NO_x 排出量の 70~80% 削減を 3 大目標として設定し、複合材や金属間化合物等の先進材料を適用した革新的なガジェネレータの実現という、極めて意欲的な狙いをもったプロジェクトである。このような高い目標のエンジン中核部を実現して、産業用 (陸)、船用 (海)、航空機用 (空) に適用することが究極の目標である。このため圧縮機ではロータ翼端周速 650 m/s、段当り温度上昇 65 K、ポリトロピック効率 88%、タービンではロータ翼端周速 570 m/s、空力負荷係数 2 超、効率 91% 超、タービン入口温度 1600℃ を無冷却で実現する、というのが主たる目標仕様である。ほかに、DN 値 300 万超の軸受けや温度限界 300℃ 超の軸受・シールの実現、制御システムの高度化等が含まれている。プロジェクト自身はエンジンの経済性、軽量性、環境性というエンジン本来の性能を追求するものであるが、その全てが先に述べた地球温暖化の抑制に役立つという点で、極めて時宜を得た計画と言える。

成果の詳細は特集記事で述べられるが、セラミック複合材に用いられる強化繊維の材質や複雑形状の部品成形方法、製織方法等我国の得意技が多分に活かされている。また、1600℃ 級タービン静翼の製作法等 AMG プロジェクト独自の新工夫が数多く案出された。本プロジェクトは本年 3 月成功裡に終了したのであるが、折しも我国では平成元年から 10 年まで工業技術院の HYPR プロジェクト (マッハ 5 まで推進可能なターボ・ラム複合エンジンの開発基礎研究) それに続く ESPR プロジェクト (環境適合型次世代超音速機用エンジンの基礎研究、

平成 15 年まで) が並行して走っていた。相互に刺激を与え協力し合えたことも多く、極めて有効であった。

アメリカでも IHPTET (Integrated High Performance Turbine Engine Technology) と呼ばれるプログラムが 1988 年から始まり現在も進行中である。これは主として軍用エンジンを念頭に 2003 年までに推力重量比を倍増、燃料消費率を 40% 削減するという計画で、全体を 3 期に分け、第 I 期が 1991 年まで、第 II 期が 1997 年まで、残りを第 III 期としている。各期毎に目標を設け、ターボファン/ターボジェットに関しては推力重量比増分の 30% を第 I 期で、60% を第 II 期で、第 III 期で 100% 達成としている。また、効率の面では、燃焼器入口温度の上昇を第 I 期で 56℃、第 II 期で 111℃、第 III 期で 222℃ 高めるとしている。翼と車板を一体化した blisk とか、翼と環状ディスクを一体化した bling といった造語を耳にしたのもこのプログラムである。プログラムは完了していないが着実に成果を挙げており、その一部は F 119 エンジンに取り入れられているし、最終目標の一つである製造コスト、維持コストの 35% 削減は既に達成されている。さらに IHPTET の後継として、取得性に重点を置いた VAATE と呼ばれるプログラムを計画しており、F 119 を基準に燃費を 25%、コストを 60% 削減して、取得性 10 倍を目指すとしている。その外 NASA を中心に亜音速、超音速輸送機用エンジンの性能向上を目指す UEET (Ultra-Efficient Engine Technology) プログラムが走っており、全体に精力的な研究開発が行われている。

一般に、技術の基本原則から出発して実用に至るには、数多くの段階を踏まなければならない。基本原則・アイデアの段階から、概念検討、概念実証を経て、実験室での要素試験、模擬環境下でのシステムモデル確認から、実環境下実システムによる実証へと進み、これに合格しなければならない。換言すれば、基礎技術研究に始まり、技術開発、技術デモ (立証)、システム開発、システム実用試験を経て、初めて一つの技術が完成されることになる。このような実用技術開発において、どこまでを国が面倒を見、どこから企業の負担とすべきかは議論の分かれるところであろう。航空宇宙というのは国家戦略的な研究開発分野であり、AMG のような先進材料・構造は他分野への技術波及効果が大いことから、国が相当程度投資する必要があるものとする。上の開発の流れで言えば、システム開発やシステム実用試験は当然企業が負担するとしても、技術開発から技術立証迄までは国が相当に面倒を見る必要がある。翻って AMG はどの迄に到達したのであるだろうか。かなり実用化に近い成果もあるだろうが、大部分は技術開発の段階に留まっているものと思う。技術開発の流れを止めない意味でも、諸外国の技術開発の大勢に立ち遅れないためにも、AMG で培われた技術基盤を後継プロジェクトによって、技術立証から実用化へと持って行くことが極めて重要である。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

AMG プロジェクトの概要

弘松 幹雄^{*1}
HIROMATSU Mikio栗山 正史^{*2}
KURIYAMA Takashi

キーワード：ガスタービン，先進材料，革新ガスジェネレータ，AMG，複合材料，セラミック複合材，金属複合材
Gas Turbine, Advanced Material, Advanced Gas-Generator, Advanced Material Gas-Generator, Composite Material, CMC, MMC

1. はじめに

先進材料利用ガスジェネレータの技術開発プロジェクトは1993年（平成5年）3月に開始され2002年（平成14年）3月で試験研究活動を成功裡に終了した。

ガスタービンの飛躍的高性能化を耐熱複合材料や高比強度材料を利用して実現しようとする研究でその成果は陸上の発電・産業用ガスタービン，船用ガスタービンおよび航空エンジンに適用されることが想定され材料についての将来方向を示す結果が得られた。

このプロジェクトには基盤技術研究促進センターと民間14社の出資により毎年の研究資金を提供する計画で新たに株式会社先進材料利用ガスジェネレータ研究所（AMG: Research Institute of Advanced Material Gas-Generator）を設立した。最終年度までの研究資金の総額は約98億円となっている。試験研究には表1に示す様に材料，機械部品，制御機器およびエンジン会社がそれぞれの研究テーマを持って出資し参加する異業種共同事業となったのが特徴で，高い成果をあげることができた重要な要因であった。

2. 研究開発の目標と候補材料

ガスタービンの更なる効率向上による経済性の確保，小型軽量化および環境適合性の向上と言ったニーズに応えるべく耐熱複合材料や高比強度材料の先進材料を利用してその実現を図ることを研究の中心に据えて技術課題に取り組んだ。研究開発を開始した年における最新のエンジンに比べて燃料消費率20%低減，重量50%軽減そして窒素酸化物の排出量70~80%削減を三大目標として21世紀初頭に必要となる基礎技術の確保を狙った研究であった。

先進複合材料のポテンシャルを最大限に生かした革新ガスジェネレータの概念構造を図1の様に計画し主要部位に適用する材料を選定した。さらに革新ガスジェネ

レータ主要要素，重量軽減のため軸受およびシールなど機械要素の高速高温化，制御システムの軽量化も含め表2の左側を要素研究の目標仕様とした。

3. 研究体制

研究を約30件のサブテーマに分割し各テーマの研究を分室に担当させた。そして各出資会社が得意とする分野の研究を担当する分室をその構内に置き，出資会社の設備や人材並びに研究手法が十分に活用できる体制とした。この分散研究体制は個々のサブテーマの研究には都合が良いが試験研究全体の整合性を保つことや研究員間の情報交換が不足する恐れがある。

このため本社を中心とした研究調整のための会合を頻繁に開催し，時には複数の分室間での調整会議を開催した。さらに年2回すべての研究について研究員が一堂に会しての成果発表会を開催した。ここでは成功した研究成果だけではなく，遭遇した困難，問題点，新たな課題などをも発表して討論を行いお互いに解決策を検討することとして運営した。この結果出身母体が異なる業種の研究員が互いに啓発し合い優れた研究の進展が図れた。

研究の成果は国内外のガスタービン学会その他に積極的に発表して外部からの批評を得ることに勤めると共にセラミック複合材その他いくつかの研究では大学の先生方の助言を頂いて研究が迷路に入り込まないようにした。また若手研究員や技術者を学会発表に出すことを特に奨励して育成に力を入れ国際感覚の涵養などを図り顕著な効果が見られている。

表1 AMGの株主

基盤技術研究促進センター	住友金属工業株式会社
石川島播磨重工業株式会社	イーグル工業株式会社
川崎重工業株式会社	エヌティエヌ株式会社
三菱重工業株式会社	日本精工株式会社
宇部興産株式会社	ミネベア株式会社
石川島精密鑄造株式会社	神鋼電機株式会社
横浜ゴム株式会社	横河電機株式会社
三菱マテリアル株式会社	

原稿受付 2002年2月28日

*1 AMG専務取締役研究所長

〒202-0023 東京都西東京市新町3-12-33

*2 石川島播磨重工業(株) AMG兼任研究員

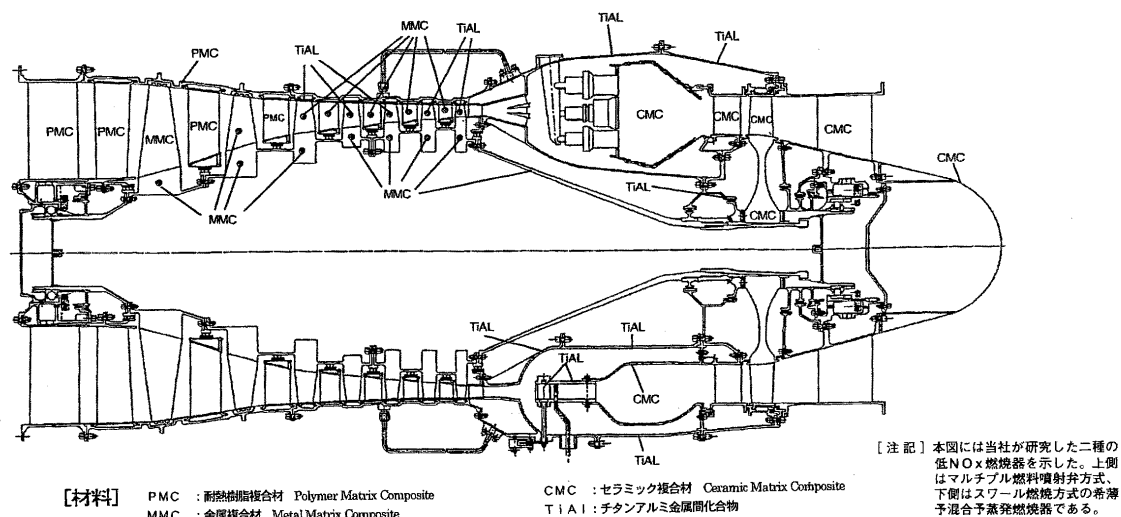


図1 革新ガスジェネレータの概念図と選定先進材料

表2 主要要素の目標仕様と達成状況

要素	目標仕様	達成状況
圧縮機	・ロータチップ周速 650m/s ・段当たり温度上昇 65K	650m/s 65K
燃焼器	・NOx排出量 70~80%削減	70%+削減
タービン	・タービン入口温度 1,873K(無冷却) ・ロータチップ周速 570m/s ・空力負荷係数 2.0以上で効率91%以上	1,873K 570m/s 2.0で91.4%
機械要素	・軸受dn値 300~400万mm・rpm ・軸受・シール使用温度 573~673K	400万mm・rpm 573K
制御システム	・アクティブストール制御による圧縮機作動領域拡大 ・電動モーター体型燃料ポンプ ・光計測/光通信適用	・ハブストール方式有効 ・ストール早期検知技術確立 ・システム成立性確認 ・光圧力、電流、回転位置センサー技術確立

4. 研究成果の概要

特許出願を積極的に行った結果、目に見える成果として出願が国内100件、外国25件となった。また学会発表は国内121件、外国38件の多くを数えている。発表の中には米国航空宇宙学会機械工学部門(AIAA/ASME)での最優秀論文賞や日本機械学会材料・加工部門賞を受賞するものが現れ我々の研究が非常に高い水準にあることが示された。

研究の途上ではあったがそれまでの成果を活用して製品化の研究をしてみたいとして技術開示を求めて来た案件が多数ある。その中にはガスタービン以外の分野への適用を試みるものも数件あり、先進材料については多くの産業分野からの期待が大きく、AMGの成果を幅広い分野で活用できることが示されている。又わが国が中心になって米英仏の参加も得て推進されている「環境適合型次世代超音速推進システム(ESPR)」プロジェクトにおいて、AMG成果のセラミック複合材燃焼器ライナ技術、三次元織物強化セラミック複合材技術およびチタン基金属複合材技術について適用性の研究が進められていることは特筆に値し、将来の航空エンジンでの活用が期待される。研究成果の詳細は次章以降に紹介するが当初設定した要素の目標仕様は表2の右側に示したようにすべて達成している。

研究の成果を革新ガスジェネレータに適用した場合の三大目標の達成度を評価してみた結果熱効率23%改善、ガスジェネレータ重量64%軽減そして窒素酸化物の排出量70%以上削減となり三大目標が達成できていることを確認している。

5. まとめ

AMGプロジェクトでは耐熱樹脂、金属およびセラミックの複合材料が将来ガスタービンに適用可能であることを目標部品を試作し評価試験をすることにより実証した。また基礎となるそれらの成型技術にも目途をつけている。中には世界的な水準の成果が含まれており、これはわが国に優れたセラミック繊維メーカーがあり常に改良を進めていること、そして三次元織物やプレーディング織物を機械設計からの要求を実現して織りあげる他国の追随を許さない織物工場があることが大きく寄与している。

しかしAMGでは実用環境下での各種材料の耐久性や酸化・浸食特性の確認、修理技術の要否検討からその方法の開発、非破壊検査を含む品質管理技術の確立、さらには低コスト化の研究などには十分な手を当てることはできなかった。したがって今後多くの費用、人材、時間をかけた実用化研究が必要である。先に述べた如く

AMG が実施した様な材料，機械部品，制御機器およびエンジン会社が共同で実施する異業種連合型の共同研究が非常に優れた成果をもたらしている。したがって，この様な研究開発形態による後続プロジェクトが早期に発足し複合材技術分野でわが国が世界の最先端を今後も保

ち続けることを期待している。

最後にこの様な長期間，大資金による研究開発プロジェクトを実施させて頂いたすべての関係機関の方々および長い研究の間中多くのご支援と協力を頂いた企業その他の関係者に対して厚くお礼を申しあげたい。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

耐熱樹脂複合材料による圧縮機静止部品の研究

松広 純二^{*1}
MATSUHIRO Junji廣田 庄司^{*1}
HIROTA Shoji島田 幸雄^{*2}
SHIMADA Yukio染谷 佳昭^{*3}
SOMEYA Yoshiaki伊藤 友裕^{*3}
ITO Tomohiro柿木 伸介^{*3}
KAKINOKI Nobuyuki盛田 英夫^{*4}
MORITA Hideo山岸 謙二郎^{*4}
YAMAGISHI Kenjiro八木 広幸^{*4}
YAGI Hiroyuki

キーワード：カーボンポリイミド，熱可塑性，熱硬化，圧縮機ダクト，静翼，樹脂複合材，構造解析，RTM，PMR 15，PIX
Carbon Polyimide, Thermo Plastic, Thermo Setting, Compressor Duct, Stator Vane, FRP, PMC, Stress Analysis

1. 複合材ダクトの構造設計研究

1.1 はじめに

従来の繊維強化プラスチックでは適用不可能であった環境温度 250℃～300℃ 級の圧縮機ダクト部に対して、先進的な耐熱樹脂複合材として炭素繊維強化，熱硬化性ポリイミド樹脂（PMR 15）を適用しフランジ部やボス等も含めて一体成形する事で，通常の金属製ダクトと比べて 50% 軽量化することを目指し，その為に必要となる最適設計技術及び構造強度解析技術を確立することを目標として研究を行った。

ダクトの構造は図 1.1 に示すように静翼取付等の組立および整備性を考慮して一般の形態である半割れ構造とし，設計内圧 2.0 MPa に耐えるダクト強度を目指した。具体的には，(1)カーカス部，(2)フランジ部，(3)ボルトホール部，(4)剛性といった項目に対し部品試験結果と比較しながら強度解析技術を確立し，これに基づいてモデル部品の設計・製作を行い耐圧試験に供した。

1.2 カーカス部

カーカス部は，内圧，エンジン構造体としてかかる外力および静翼にかかる空力荷重が作用する。これらの荷重に対して積層理論により各層の応力を求め，Hoffman の破壊則を基準としてカーカス部の最適繊維配向を検討した結果，図 1.2 に示すように 8 層では (80°，-80°) 配向で Hoffman 破壊確率が最小になることが分かった。さらに有限要素法を用いて座屈解析した結果，想定した

荷重の 1.5 倍までカーカス部が座屈しない最低積層数は 16 層であることが分かった。

1.3 フランジ部

当初フランジ部は布プリプレグ積層の別ピースとして製作し，UD プリプレグを積層したカーカス部とコキュア接着により接合したものを試作したが，フランジ部の部品試験を行った結果，設計要求を下回る荷重でコキュア接着部に剥離が生じた。そこでカーカス部の最適化自由度は低くなるがフランジ／カーカス間の接合強度を確保する為，布プリプレグ積層を全面的に用いてフランジとカーカス部を一体成形化することとした。一方で，内

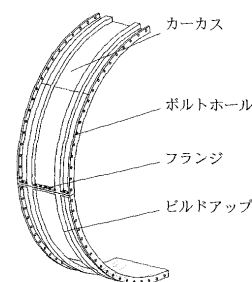


図 1.1 複合材ダクト

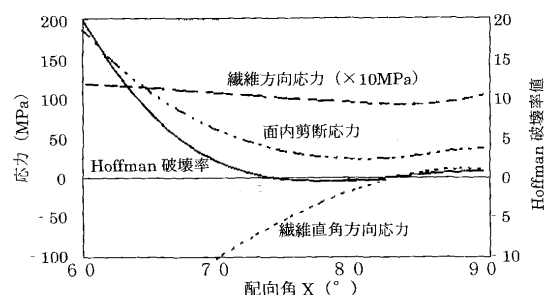


図 1.2 (X°, -X°) 8 層の応力，破壊確率

原稿受付 2002 年 3 月 8 日

* 1 川崎重工業(株) AMG 兼任研究員
〒673-8666 明石市川崎町 1-1

* 2 川崎重工業(株)

* 3 横浜ゴム(株) AMG 兼任研究員

* 4 石川島播磨重工業(株) AMG 兼任研究員

圧のかかる半割れ構造ダクトには、その半割れ結合フランジに大きな負荷がかかり、応力解析および部品試験を実施した結果、フランジとカーカス部を一体化しただけでは層間強度を満足できないことが判明した為、層間応力の低減を狙いとし、図 1.3 に示す様な金属補強板を付加することとした。

表 1.1 に示す各積層候補のフランジについて部品試験および応力解析をした結果、図 1.4 に示すように金属補強板を付加することでその剛性によってフランジ部の層間剪断破壊を防ぐ働きが確認され、強度成立の見通しを得ることができた。

以上のような検討と評価結果により、(1)フランジ部については層間剪断応力が材料の層間剪断強度を越えないこと、(2)締結ホールはホール部設計クライテリアを満足すること、(3)設計内圧で金属補強板に塑性変形が生じないことをフランジ部の設計クライテリアとした。

1.4 ボルトホール部

ダクトを接合するボルトホール部にはホール周りの応力集中に対する強度が要求されるとともに、ボルトとの接触部のベアリング強度が要求される。表 1.1 に示す各種積層について図 1.5 に示すボルトホール引き抜き試験およびホール接触応力解析を実施、検討した結果、図 1.6 に示すようにホール部については、(1)ボルト接触部

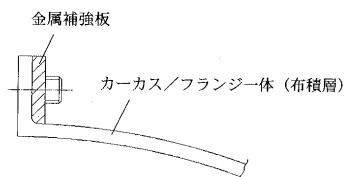


図 1.3 金属補強板構造

表 1.1 積層候補

候補番号	積層構成
①	$\{(\pm 45), (0/90)\}_7$
②	$\{(\pm 45), (0/90)\}_8$
③	$\{(\pm 45), (0/90)\}_{15}, (\pm 45)$
④	$\{(\pm 45), (0/90)\}_4$
⑤	$(0, 90)_{16}$
⑥	$(\pm 45)_{16}$

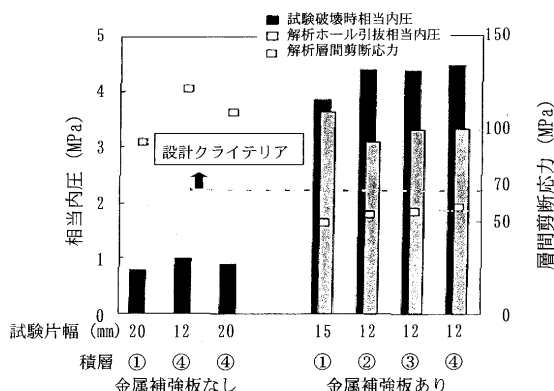


図 1.4 フランジ引張試験・解析結果比較

の最大剪断応力が 500 MPa を越えないこと、(2)最小断面部の応力集中部で、0/90° 方向の引っ張り強度を越えないこと、(3)単純積層配向は繊維が抜けやすく低荷重で破壊する為極力避けること、の 3 つの設計クライテリアを確定した。

1.5 剛性

ダクトを半割れ構造としたことで、内圧負荷時にダクトを分割しているフランジ位置とその周方向 90° 位置で変位が異なるという課題が生じる。そこで、動翼とのチップクリアランスを金属ダクトと同等に維持する為に全体剛性解析を実施し、その結果、金属補強板の付加およびボルト結合位置を調整することで金属ダクトと同等の剛性を有する積層構成を見出すことができた。

1.6 耐圧試験

以上述べたような一連の設計研究の結果として、フランジ強度およびダクト全体剛性が高く、しかも成形上の問題の少ない $\{(\pm 45), (0/90)\}_4$ 布プリプレグ積層によるフランジとカーカス一体型、チタン製金属補強板付きのモデル部品を設計製作し、圧縮機ダクトとしての強度の確認を行うために耐圧試験に供した。

耐圧試験では設計内圧である 2.0 MPa までの負荷を行った結果、破壊や有害な残留変形は発生せず十分な耐圧性を有する事が確認できた。

また、図 1.7 に示すようにダクト各部の半径方向変位と剛性解析結果はほぼ一致しておりダクトの剛性解析手法の妥当性を確認できた。

1.7 まとめ

ダクトの機能面で主要な構成要素であるカーカス部の最適繊維配行の研究から取り組み、フランジ部、ボルトホール部、ビルドアップ部といった実際のダクトの各構成要素についてその設計技術・強度解析技術について検討を行い、検証試験との比較により設計クライテリアを確立した。また、その設計クライテリアを反映した金属

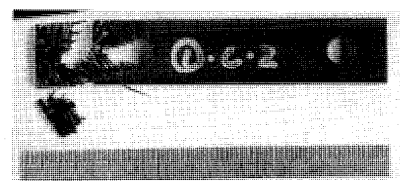


図 1.5 ボルトホール引抜き試験（ベアリング破壊）

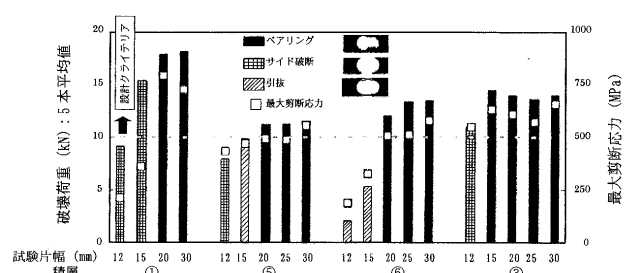


図 1.6 ボルトホール引抜き試験、解析結果

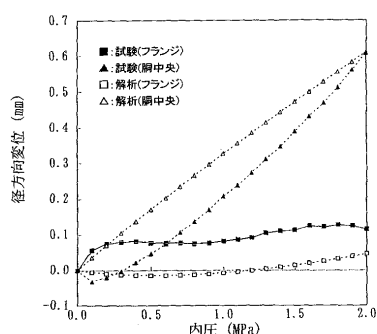


図 1.7 全体剛性解析, 耐圧試験変位比較

補強板付き全布プリプレグ積層でカーカスフランジ一体成形ダクトのモデル部品を試作した。モデル部品は同等の強度・剛性を持つチタン製ダクトと比べ約 60% の重量低減を達成することができた。

2. 熱硬化性樹脂によるダクトおよび静翼の研究

2.1 はじめに

革新ガスジェネレータの圧縮機用ダクトおよび静翼の重量軽減を図るため、573 K (300℃) 級熱硬化性樹脂複合材料による複合材ダクトおよび静翼の適用研究を実施した。

2.2 複合材ダクト

2.2.1 材料選定

圧縮機第 1 段ケーシングの重量軽減を図るため、軽量高強度材料である高分子基複合材〔以下 PMC (Polymer Matrix Composites) と略す〕を選定した。通常の PMC はエポキシ樹脂をマトリックスとするものであるが耐熱性が約 100℃ 程度であり、圧縮機の要求に耐えることはできない。圧縮機第 1 段の環境温度に耐える PMC として熱硬化ポリイミドである PMR 15 (NASA 開発ポリイミド) を選定し、CFRP (以下 PMR 15 をマトリックスとした CFRP をカーボンポリイミドと称する) 成形技術を研究した。

2.2.2 真空バッグオートクレーブ成形

カーボンポリイミドは熱硬化反応時においてイミド化する。このとき、メタノールおよび水が反応副生成物として発生するので、それらが CFRP 内に残存すると空隙、層間割れ等の欠陥となる。そのため、カーボンポリイミドは 300℃ の耐熱性はあるものの成形困難な材料であるといわれてきた。本研究では、カーボンポリイミドの反応を解析することにより、欠陥を生じさせない真空バッグオートクレーブ成形条件を設定することができた。

複合材ダクトは、カーカス部とフランジ部で積層構成の異なる布プリプレグおよび一方向プリプレグを使用するモデル部品を設計し、真空バッグオートクレーブ成形により試作を実施した (図 2.1)。

試作したカーボンポリイミド製複合材ダクトモデル部品は超音波非破壊検査にて内部欠陥の無いことを確認し、また設計荷重の 2 倍である 20 気圧の耐圧性を確認した。

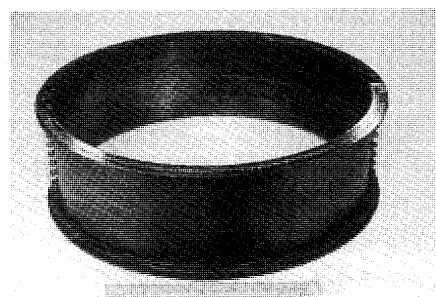


図 2.1 複合材ダクト

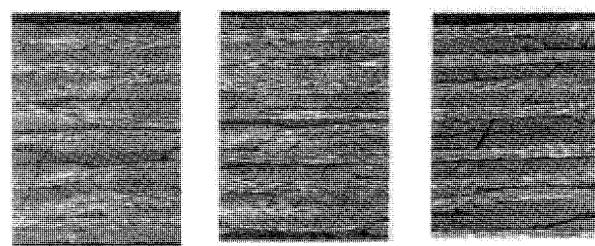


図 2.2 ビルドアップ部断面観察

欠陥が生じやすいとされるカーボンポリイミドの真空バッグ／オートクレーブ成形において、イミド化オリゴマーの溶融挙動を観察することにより、成形品質が良好な布プリプレグ厚板を積層することができた。

2.2.3 ビルドアップ

複合材ダクトに台座等を取りつけるビルドアップ、あるいは損傷部位の修理を想定し既硬化カーボンポリイミド積層板に未硬化プリプレグを積層してビルドアップ評価として層間せん断試験片を製作した。ビルドアップにおいては接着剤を使用せずに MEK (メチルエチルケトン) 洗浄, サンディング後 MEK 洗浄を実施し、通常積層と比較した。層間せん断試験後の断面観察を図 2.2 に示すが、破壊は断面全体に及んでおり特に界面で破壊していない。また、層間せん断強度も MEK 洗浄: 64 MPa, サンディング後 MEK 洗浄: 59 MPa, 通常積層: 60 MPa でありビルドアップ部は通常積層品と同等の層間せん断強度を示し、カーボンポリイミドにおいては、接着剤を用いずとも既硬化ポリイミドに未硬化プリプレグ積層してビルドアップ成形ができる知見を得た。

ビルドアップ成形で得られた知見は、カーボンポリイミド部品修理にも利用できる。即ち、損傷を受けた部位を切削除去した後、表面を MEK で洗浄した後、直接プリプレグを積層することにより、通常積層部と同等の層間せん断強度を発揮する。

2.3 熱硬化性樹脂系ポリイミドによる静翼

2.3.1 ポリイミド RTM 成形

複合材ダクトと同様、静翼の試作研究においても真空バッグ成形により、成形品質が良好なカーボンポリイミドによる部品製造技術を蓄積したが、経済環境の変化に対応した低コスト成形研究を実施した。

静翼の様な複雑な形状をオートクレーブで成形する場合、プリプレグ裁断、積層とデバルクの繰り返し、真空バッグ等の工程が必要であり、部品製造コストは金属品に比べ高価になる。低コスト成形技術を調査した結果、エポキシ系 FRP の様に付加反応で硬化が進行する場合には、予め繊維を金型に配置しておき、そこへ樹脂を注入する RTM (レジン・トランスファー・モールドイング) が低コスト成形技術として実用化されていることを認識し、ポリイミドに適用する研究を実施した。

しかし、ポリイミドは硬化中にメタノールおよび水を発生するのでエポキシ RTM と同様に成形を行うと、空隙、層間割れの欠陥を生じてしまう。縮合物だけを除去する方法を検討した結果、ポリテトラフルオロエチレン



図 2.3 多孔質フィルタ

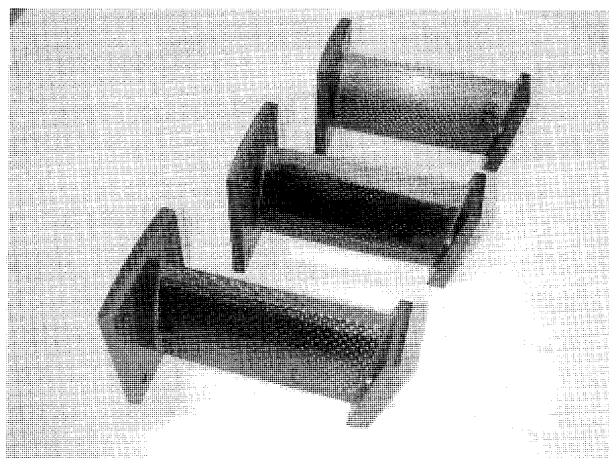


図 2.4 RTM ニアネット・シェイプ静翼

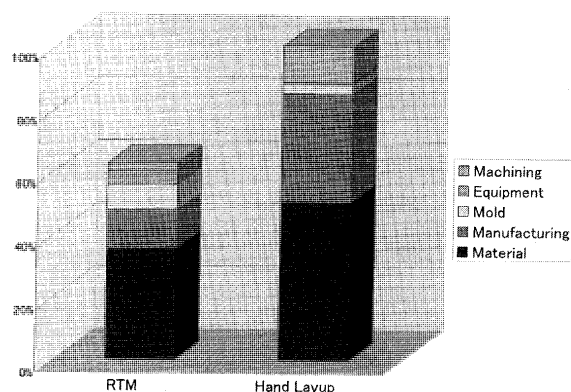


図 2.5 コスト比較

粉末を凝縮して製造した多孔質フィルターが効果的であることを見出した。

フィルターは図 2.3 に示す様に多孔質になっており、メタノールおよび水を気体状態で透過し、ポリアミック酸オリゴマおよびイミドオリゴマだけを残すことができた。その結果これらイミドオリゴマが 250℃～316℃で融解後、架橋反応し成形品質良好なカーボンポリイミドを製造することができた。

2.3.2 RTM ニア・ネット・シェイプ成形

多孔質フィルターを用いることによりポリイミドにおいても RTM 成形できることを確認したので、高圧圧縮機一段静翼モデル部品として静翼ブレードとシュラウドを一体成形する製造法を検討した。

ビルドアップ部の成形において既硬化ポリイミドにプリプレグを接着剤無しで融合できる知見を得ていたため、既硬化ブレードとイミド化したシュラウドを融合させる成形法を設定し、試作試験を繰り返した結果、ニア・ネット・シェイプで静翼を成形できることを確認した。

試作したブレードは図 2.4 に示す様に表面が平滑で光沢があり、前縁部は鋭利である。

2.4 おわりに

静翼を RTM ニア・ネット・シェイプ成形した場合と、プリプレグ真空バッグオートクレーブ成形した場合の製造コストを比較して図 2.5 に示した。RTM 成形により約 40% のコストダウンができる試算結果であり、今後の適用研究により広い分野での実用化の見通しが得られた。

3. 熱可塑性樹脂による静翼の研究

3.1 はじめに

耐衝撃性が高く、成形サイクルが速い炭素繊維強化耐熱熱可塑性樹脂複合材 (CFRP) を用い、翼とシュラウドが一体となった軽量・低コストな圧縮機静翼の試作試験を行い実現性を実証した。

革新ガスジェネレータの圧縮機重量 50% 削減には軽量の FRP による静止翼が必要である。より低温なファン部の CFRP 静翼は既に実用化されているが、250℃級の耐熱温度と高い耐衝撃性を併せ持つマトリックス樹脂が必要な圧縮機の CFRP 翼は実現していない。また、部品数が多く構造が簡単な静翼には、性能と同時に低コストであることが強く要求される。コスト低減には、FRP 本体の成形時間を削減することと、翼とシュラウドからなる複雑形状の翼セグメントを一体ネットシェイプに成形し接着・機械加工等の後加工を無くすことが有効である。

熱可塑性樹脂 CFRP は、従来の熱硬化性樹脂 CFRP と比較して、耐衝撃性が高く、成形時間が短く、さらに再熔融による 2 次一体成形が可能な特徴を持つ。スーパーエンブラの出現により高温領域への適用も可能になってきた。本研究では、高い耐熱性を持つ熱可塑性ポ

リイミド樹脂を用い、CFRP 積層構造の翼とこれを支持する CF 短繊維強化構造のシュラウドを一体化させた圧縮機第 1 段静翼セグメントを試作し、強度余裕を確認して本静翼の成立性を実証することを目的とした。

3.2 一体型 CFRP 静翼の成形プロセス

本研究には世界最高レベルの耐熱熱可塑性樹脂である熱可塑性ポリイミド (PIX-AM, 三井化学) を使用した。中間素材として CF 連続繊維一方方向プリプレグと CF 短繊維ペレットを使用した。

図 3.1 に本研究で採用した一体成形静翼の成形プロセスを示す。翼部分のプリフォームは CF プリプレグを裁断、積層した後にホットプレスにより成形する。また、シュラウド部プリフォームは、CF 短繊維強化ペレットを用いた射出成形で製作する。プリプレグ、ペレットには同じ樹脂を使用している。翼部、シュラウド部共に比較的単純形状の熱可塑性樹脂成形品なので、速いサイクルでの成形が可能である。個別に成形した翼、シュラウドのプリフォームを一体セグメント形状の金型に投入した後、マトリックス樹脂を再加熱溶解、及びプレスすることにより両プリフォームを溶融接合させて一体化する。

熱可塑性樹脂の特徴である再溶融が可能な点を利用して、同じ樹脂による溶融接合を用いるため、接着接合よりも高い信頼性が得られる。また、強度・剛性・耐衝撃性が必要な翼部は CF 連続繊維強化を用い、機械的特性要求の低いシュラウド部には低コストな CF 短繊維強化を用いて、最適化されたハイブリッド構造としている点が特徴である。

3.3 二次元モデル翼の試作・試験

まず、片側円弧二次元翼とブロック状のシュラウドを持つ単純な形状のセグメントをモデルに、成形プロセスの実証試験を実施した。

図 3.2 にモデル翼の寸法、図 3.3 に成形品の外観を示す。成形条件を種々調整した結果、欠陥の無い良好な成形品を得ることができた。最終の一体化プレス工程において、積層構造の翼部に比べて収縮の大きいシュラウド部に、樹脂ヒケを発生させない成形条件の取得が大きな課題であった。

成形したモデル静翼は静的・低サイクル疲労試験によ

り健全性を確認した。試験は、両端シュラウドを固定して翼中央部付近に荷重を与える、空力負荷を模擬した片側曲げ試験形態で実施し、試験温度は常温とした。静的、疲労共に想定空力荷重に対して 10 倍以上の強度余裕を有していた。同時に、積層板試験片の 250℃ における高温強度試験を行い、常温に対する強度保持率が 45% 程度であることを確かめた。両試験結果から、本静翼は 200–250℃ の温度領域で十分な強度余裕を持つことが推察される。

3.4 実機形状モデル翼の試作・試験

実際の圧縮機静翼セグメントは、ねじれのある三次元形状翼と翼面に対してオーバーハングしたシュラウドを有する複雑な形状を持つ。このような形状に対する成形プロセスの適合性をデモンストレーションするために、実機形状モデル静翼の試作を行った。

試作したモデル翼の形状は革新ガスジェネレータの圧縮機第 1 段静翼と同じにした。図 3.4 は試作した静翼の

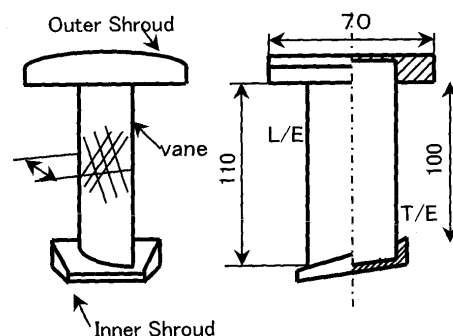


図 3.2 二次元モデル翼 寸法

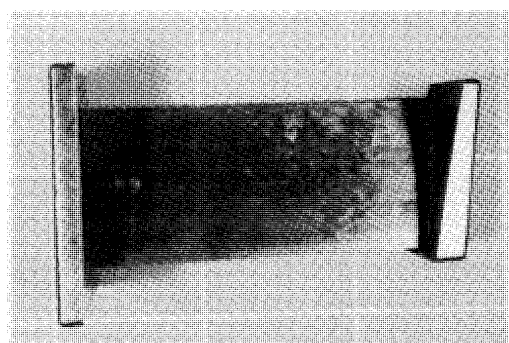


図 3.3 二次元モデル翼 外観

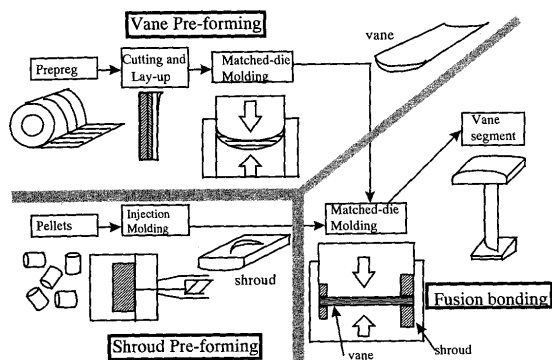


図 3.1 一体静翼成形プロセス

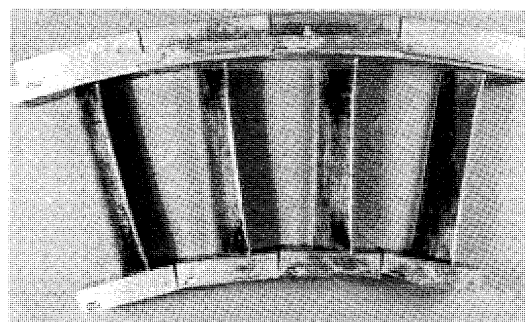


図 3.4 実機形状モデル翼 外観

外観を示す。欠陥も無く良好な成形品が得られた。一体化プレス工程で、プレス方向にせり出したオーバーハングとなるアウターシュラウド内面を形成するために、可動金型を用いた点が成形上のキーポイントであった。本静翼は二次元モデル翼と同様な静的曲げ試験に供試され、想定空力荷重に対して十分な強度余裕を持つことを確認

した。

3.5 おわりに

以上の試作・試験により、本研究で採用した成形プロセスで軽量・低コストなCFRP圧縮機静翼を実現できる見通しが得られた。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

金属複合材料による圧縮機回転部の研究

山田 毅^{*1}
YAMADA Takeshi守屋 勝義^{*2}
MORIYA Katsuyoshi

キーワード：金属複合材，チタン，炭化硅素繊維，超塑性加工，圧縮機，動翼，ディスク，ブリング

FRM: Fiber Reinforced Metal, MMC: Metal Matrix Composite, Titanium, SiC Fiber, Superplastic Forming, Compressor, Blade, Disk, BLING: Bladed Ring

1. 圧縮機動翼の試作研究

1.1 はじめに

圧縮機動翼の試作試験では、比強度の倍増による圧縮機の高周速化を図る為に、SiC 繊維強化 Ti 基複合材料（以下、TMC）の圧縮機動翼への適用化研究を行った。具体的には、比強度 $4 \times 10^4 \text{ m}$ 程度の複合材の開発、開発材による動翼製造プロセスの開発、さらには試作翼によるチップ周速 650 m/s での強度健全性評価などを行った。

1.2 複合材の開発

TMC の構成材としては、強化繊維として最も一般的な CVD 製 SiC 繊維である米国 Textron Systems 社の SCS-6 を選定し⁽¹⁾、マトリックス材には 1073 K 以下で優れた超塑性特性を有する NKK 社の Ti-4.5 Al-3 V-2 Fe-2 Mo（以下、SP-700）合金を選定した⁽²⁾。SP-700 をマトリックスとした Ti 基複合材料の製作は世界でも始めてであり、複合化条件の設定を行うと共に、動翼の設計に必要な引張強度特性や弾性率の測定を行った。繊維含有率（ V_f ）が 25% の SCS-6/SP-700 複合材における室温引張強度の複合化温度依存性を図 1.1 に示す。引

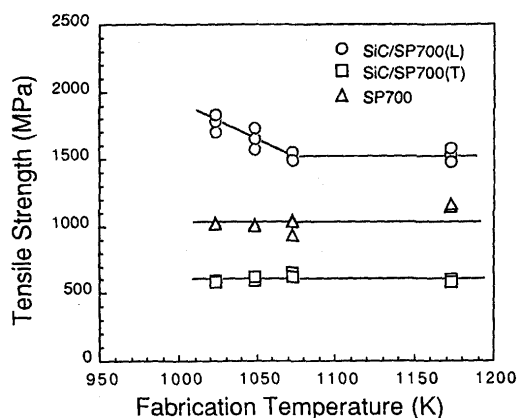


図 1.1 SCS-6/SP-700 材の引張強度の複合化温度依存性

張強度は複合化温度 1023 K で最高の 1800 MPa 程度となり、これは比強度で $4.5 \times 10^4 \text{ m}$ に相当し、比強度が従来の金属材料に対して 2 倍以上となることが確かめられた。

1.3 動翼の設計

動翼の設計にあたっては、①空力特性は通常の Ti 合金翼と同等とし、②Ti 合金翼より 25% 軽量化し、③翼先端（チップ）周速 748 m/s（定格回転速度 650 m/s の 115%）まで材料破断強度を超えない繊維体積率（ V_f ）分布とすることなどを主な設計方針とした。図 1.2 に動翼形状を示すが、可能な限り翼全体に強化繊維を配置できるように、翼シャンク部の曲率を調整し、翼根でのねじりが緩やかになるよう工夫した。図 1.3 は横軸にルートからチップまでの TMC ブレードの無次元高さをとり、縦軸にチップ周速 748 m/s 時の各断面における平均応

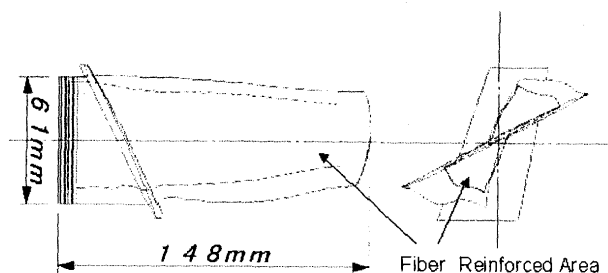
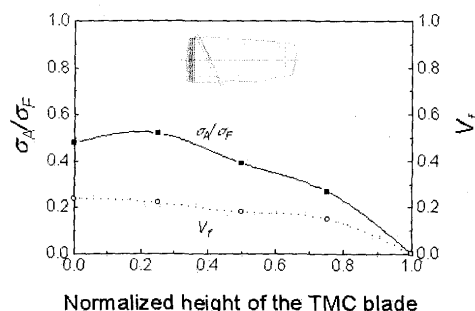


図 1.2 TMC 動翼形状

図 1.3 TMC 動翼の平均断面応力（ σ_A ）/材料破断応力（ σ_F ）の比及び強化繊維含有率（ V_f ）

原稿受付 2002 年 3 月 8 日

* 1 三菱重工業(株) AMG 兼任研究員

〒455-8515 名古屋市港区大江町 10

* 2 石川島播磨重工業(株) AMG 兼任研究員

力 (σ_A) と材料破断強度 (σ_F) の比, 並びに各断面での V_f をとった結果を示している。ルート部が最も応力が高くなるが材料破断強度との比は 0.5 程度であり, 材料データから予測される破断チップ周速は 878 m/s である。

1.4 動翼の製造プロセス開発

開発初期段階では, 図 1.4 に示す最も一般的な TMC 動翼の製造プロセスである Foil-Filament 法により試作を行い, 3 体の TMC 動翼の試作に成功した。しかし, この方法による製造には複雑な治具や多くの加工工程を必要とする為, 部品製造コストが非常に高いという問題があった。そこで著者らは, TMC 板材を直接超塑性成形することにより治具費や工程数を削減する低コスト加工法の開発を進めてきた。SCS-6/SP-700 材は超塑性成形可能であることが知られており, 欠陥発生を防止できる超塑性成形法としてダイアフラム成形法 (DF 法) を選定した⁽³⁾。DF 法は TMC 板材を成形金型上に置き, それより上側に配置した SP-700 板材を Ar ガス圧バルジ成形し, これに押された TMC が金型に押しつけられて成形されるという方法であり, 比較的低応力・低ひずみで成形可能な超塑性成形法である。この DF 法を用いて, ①8.5 mm 板厚の TMC 板材の製作, ②翼面板厚分布に対応した変肉機械加工, ③DF 法による超塑性成形, ④恒温鍛造による形状矯正, ⑤成形後 TMC への Ti 合金ブロックの拡散接合, ⑥最終形状への機械加工という 6 段階の工程で構成される TMC 動翼の低コスト製造プロセス (以下, 6-step 法) を開発した (図 1.5)。このうち⑤の拡散接合はブレード付け根部 (ルート部) の板厚確保のために上下一対の Ti 合金ブロックを拡散接合しているが, 複雑な形状を有する TMC 板材との拡散接合は難しく, 多くの未接合部が認められた。そこで拡散接合不良をなくす為, 製造プロセスから拡散接合工程を省き, ①20 mm 板厚の TMC 板材の製作, ②DF 法による超塑性成形, ③最終形状への機械加工という 3 工程からなる新たな低コスト製造プロセス (以下, 3-step 法) を開発した (図 1.6)。図 1.7 に本試験で用いた 3 種の製造プロセスによる TMC 動翼 1 体当たりの製造コスト比較を示す。低コスト化プロセスの開発により,

Foil-Filament 法に比べ, 6-step 法で約 60%, 3-step 法で約 20% まで TMC 動翼の製造コスト低減が可能となった。

1.5 TMC 動翼の評価試験

6-step 法により試作した TMC 動翼 2 体を真空中での回転試験に供し, 試作動翼の強度健全性評価を行った。TMC 動翼の破断回転数は 34240 rpm であり, チップ周速に換算して 782 m/s であった。これは定格回転時のチップ周速 650 m/s の 120% に相当し, 目標値を十分満足した。図 1.8 は, 回転試験により破断した TMC 動翼の翼根部の外観を示す。また 3-step 法により試作した TMC 動翼を用い, 高サイクル疲労特性の評価試験を行った。応力振幅 430 MPa, 応力比 (R) 0.1 において, 3×10^7 サイクルまで破断しないことが確かめられた。これは材料データに基づき, グッドマン線図により予測した高サイクル疲労強度の 1.4 倍に相当する。

1.6 まとめ

比強度に優れる TMC を圧縮機動翼へ適用する研究を行い, 比強度 $4 \times 10^4 \text{m}$ を超える強度を有する SCS-6/SP-

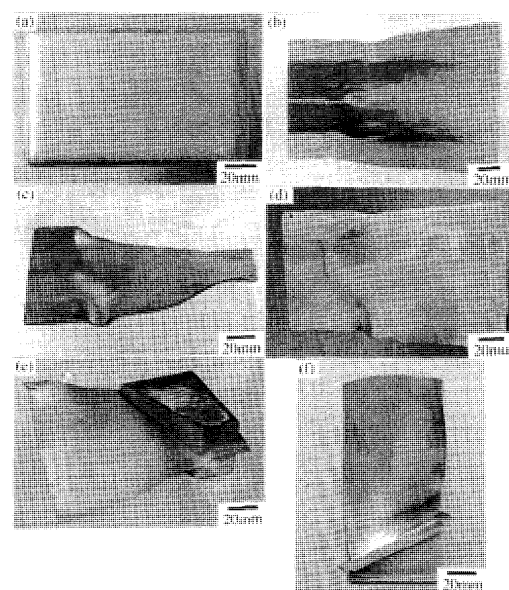


図 1.5 6-step 法

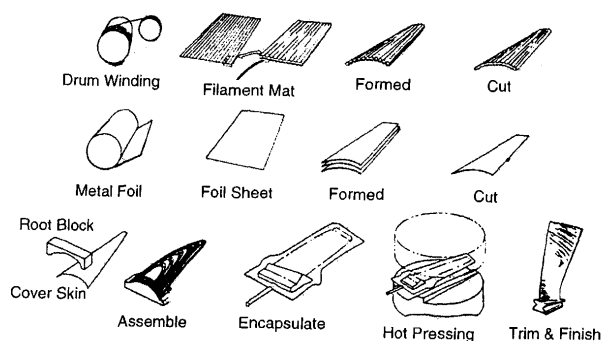


図 1.4 Foil-Filament 法

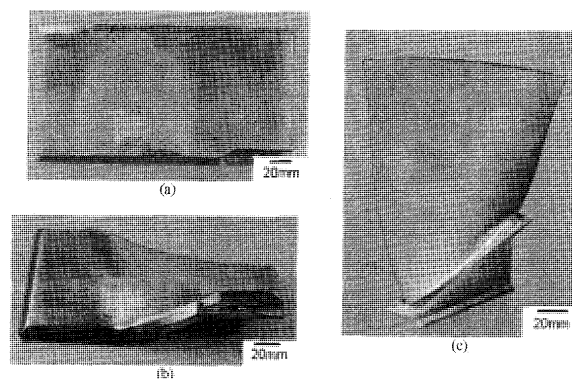


図 1.6 3-step 法

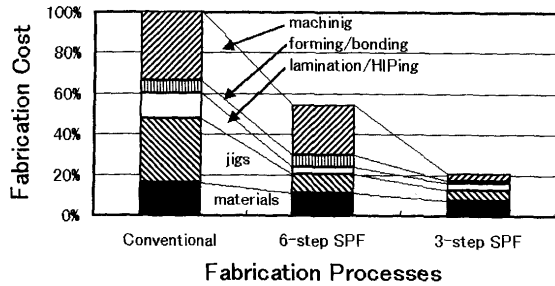


図 1.7 TMC 動翼の製造コスト比較

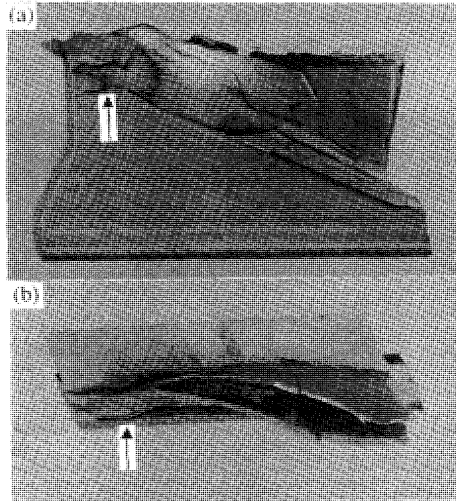


図 1.8 回転試験後の TMC 動翼外観

700 複合材を新たに開発し、本材による試作動翼の回転試験から、最終目標値であるチップ周速 650 m/s を 20% 上回る破断強度を有することを確認した。また従来法の 1/5 程度で動翼製造が可能な新たな低コスト製造プロセスの開発を行うと共に、試作動翼の高サイクル疲労評価を行い、材料データ予測値を 40% 上回る疲労強度を有することを示した。本研究により TMC 動翼の圧縮機への適用化に不可欠な技術を確認でき、TMC 動翼の実用化に大きく貢献すると考えられる。

参考文献

- (1) S. Q. Guo, Y. Kagawa, Y. Tanaka and C. Masuda: Acta Mater., 46 (1998) 4941-4954.
- (2) A. Ogawa, H. Izumi and K. Minakawa: Titanium '95 Science and Technology, ed. by W. J. Evans and H. M. Flower, (The Institute of Materials, London 1995) pp. 588-595.
- (3) T. Yamada, T. Tsuzuku, Y. Kawachi, and K. Yasuhira: Materials and Manufacturing Process, 15, (2000), 347-358.

2. 圧縮機ディスクの試作試験

2.1 はじめに

圧縮機ディスクの試作試験では、比強度の倍増による圧縮機の高周速化を図る為に、SiC 繊維強化 Ti 基複合材料 (以下、TMC) の圧縮機ディスクへの適用化研究

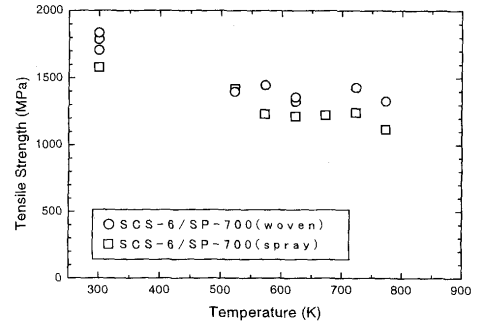


図 2.1 溶射材 (SCS-6/SP-700) の引張強度の試験温度依存性

を行った。具体的には、比強度 $4 \times 10^4 \text{ m}$ 程度の複合材の開発、開発材によるディスク製造プロセスの開発、さらには試作ディスクによるチップ周速 650 m/s での強度健全性評価などを行った。

2.2 複合材の開発

TMC 動翼と同じ SCS-6/SP-700 複合材を用いて、TMC ディスクの試作を行った。但し、TMC ディスクでは、TMC 動翼と異なって、後述する溶射プリフォームを用いた製造法を適用する為、溶射プリフォームを用いた SCS-6/SP-700 材 (以下、溶射材) の引張強度特性について調べた。図 2.1 に溶射材の引張強度の試験温度依存性を示す。室温での溶射材 ($V_f = 0.33$) の引張強度は 1580 MPa と、動翼で用いた woven プリフォーム材に比べて、約 10% 程度の強度低下が認められた。これは比強度では $4 \times 10^4 \text{ m}$ に相当し、比強度の倍増という開発材の目標は満たしている。

2.3 TMC ディスク形状

ディスク形状に関しては、回転試験による破断強度の検証を行うことを主な目的とし、回転試験用ディスク供試体として設計を行った。図 2.2 に TMC ディスク供試体の形状を示す。回転試験では繊維強化部の中の内径部分に円周方向の最大応力が発生すると考えられる。この部分の応力が材料破断強度である 1580 MPa に達する時の回転数は FEM 解析から 54600 rpm と予想される。

2.4 TMC ディスクの製造プロセス開発

EB-PVD 法により強化繊維に Ti 合金を付着させた Coated Fiber を利用したディスク製造法が有望視されているが、Coated Fiber の製造には専用装置を必要とし、現状入手が困難であり、大変高価である。そこで本研究では渦巻き状溶射プリフォームを利用した新たなディスク製造法を開発することとした。SCS-6 を直径 0.1 mm の Mo 線と共に渦巻き状に巻き、これに SP-700 粉末を低圧プラズマ溶射してプリフォームを製作した。溶射プリフォームの外観を図 2.3 に示すが、グレーの部分が溶射マトリックス部で、これにより繊維が固定されている。溶射プリフォームを 24 層含む素材は箔/繊維/箔積層法により、Ar ガス圧 120 MPa, 775°C \times 2 H の HIP 処理で複合化した。素材を機械加工により、内径

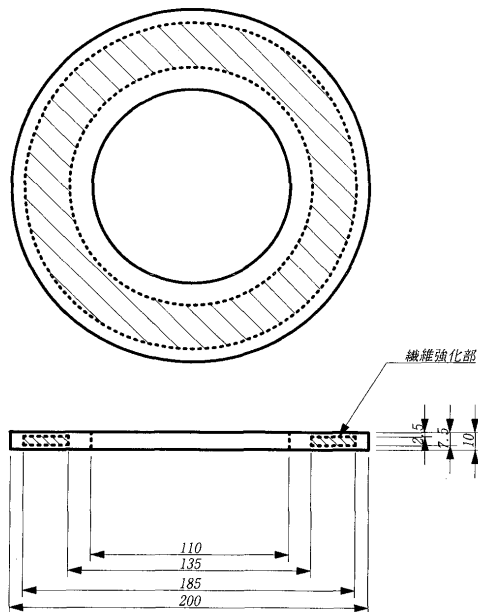


図 2.2 TMC ディスク供試体形状

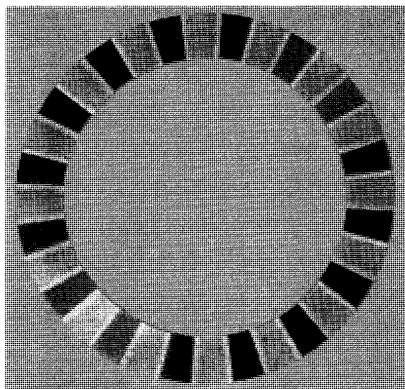


図 2.3 渦巻き状溶射プリフォーム外観

110 mm, 外径 200 mm, 板厚 10 mm のディスク供試体とした (図 2.4)。Mo 線は溶射後容易に除去でき、溶射プリフォームの強化繊維間隔は均一に保たれていた。TMC ディスクの板厚方向での X 線透過像撮影から、強化繊維はほぼ狙い通りの位置に配列できていることが確認された。また板厚方向からの断面観察から、破断等の繊維損傷は認められなかった。一方、繊維垂直方向での断面観察から、強化繊維配置は最内径及び最外径側で半径方向に乱れがあり、ディスクの最内径及び最外径部の繊維体積率が低下していた。これは素材の複合化方法が箔／繊維／箔積層法であることから、複合化時に溶射プリフォームが移動したためと考えられる。

2.5 TMC ディスクの評価試験

試作した TMC ディスク供試体を常温下、真空中で回転試験を行ったところ、51183 rpm で破断した。TMC ディスク内径部には予め 4 箇所のノッチを入れておいた為、TMC ディスクは 4 つに分割された (図 2.5)。ディスクの破断回転数は予測値を約 15% 程度下回ったが、動翼を備えたチップ径が $\phi 400$ mm のロータを想定した

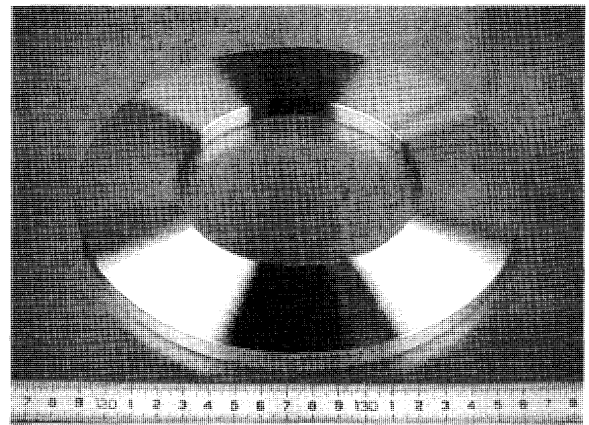


図 2.4 TMC ディスク供試体外観

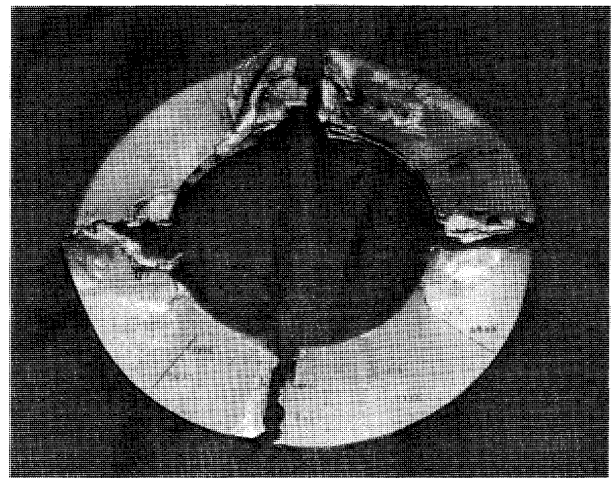


図 2.5 TMC ディスク破断後外観

場合には、チップ周速 1071 m/s に相当する回転数であり、本研究の最終目標であるチップ周速 650 m/s を大きく上回る特性であることが確かめられた。

2.6 まとめ

比強度に優れる TMC を圧縮機動翼へ適用する研究を行い、比強度 4×10^4 m 程度の強度を有する SCS-6/SP-700 複合材 (溶射材) を新たに開発した。本材による試作ディスクの回転試験から、動翼を備えたチップ径が $\phi 400$ mm のロータを想定した場合には、最終目標値であるチップ周速 650 m/s を 65% 上回る破断強度を有することを確認した。本研究により TMC ディスクの圧縮機への適用化に不可欠な技術を確認でき、TMC ディスクの実用化へ大きく貢献すると考えられる。

3. 圧縮機リングロータの試作試験

本研究は、高速負荷圧縮機の中段以降に用いる高比強度の FRM (金属基複合材) によるリングロータ (リング外周上にブレードがついた形状に一体成形加工された部品で、プリングとも呼ばれる) の適用研究であって、成形技術と構造設計技術の確立を行うことを目的とした。

3.1 FRM プリング製造技術開発

高速負荷圧縮機の中段以降での使用に耐える可能性を

持つマトリックス材料系として Ti 64 を選定した。強化繊維は炭化ケイ素系繊維 (SCS-6) を選定した。

FRM 成形は通常、繊維と Ti 箔を重ねた上で、高温で圧力を付加し、Ti の塑性により複合化する。素材状態から FRM に複合化するまでの体積変形が大きいのが特徴である。そのため、周方向に繊維強化したプリング成形の場合には、破断伸びの小さい繊維が加圧時に破壊しない成形法をとる必要がある。

本研究においては、SCS-6 繊維にあらかじめ Ti 64 をコーティングした TMC ワイヤー (図 3.1) を渦巻状に成形しプリフォーム化したあと、このプリフォームを積層しホットプレスにより軸方向に加圧し、FRM 化する方法 (Ti 繊維被覆法、図 3.2) を開発した。繊維を傷めることなく FRM をリング形状へ成形することが可能となった⁽¹⁾。

3.2 FRM モデルプリング

ロータ部に FRM を利用する場合、設計段階でバースト強度の評価方法や強度解析、結合構造などの課題がある。数値解析とスピン試験の実施により破壊モードやバースト強度を評価し、設計手法の確立を行なった⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾。本研究においては、回転応力をリング部の FRM で負担させる構造をもち、翼を繊維強化でない Ti 64 とした。

翼根応力集中で Ti 部と FRM の界面が破壊しないよ

う翼と FRM 部分の距離を離す形態とした。そのため Ti 繊維被覆法によって成形した FRM リングを未強化の Ti 合金と HIP し余肉をつけ (図 3.3)、機械加工により翼を形成した図 3.4 のような FRM プリングを製作した。その断面状況を図 3.5 に示す。

3.3 FRM 平板試験片強度試験

FRM リング成形方法の開発と平行し、製造および構造設計の基礎データとなる平板強度データを取得した。破断強度は室温で 1683 MPa ($V_f=28\%$)、450℃ で 1328 MPa ($V_f=27\%$)。疲労強度は 5000 サイクルで 1200 MPa を超えていた。

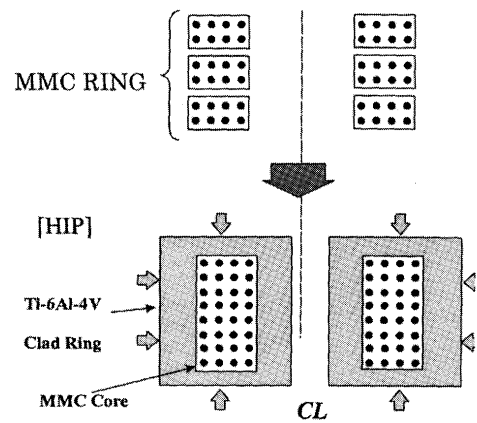


図 3.3 FRM と Ti 合金の一体化

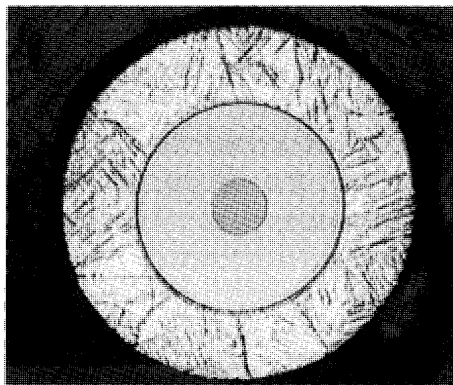


図 3.1 TMC ワイヤーの断面マイクロ写真

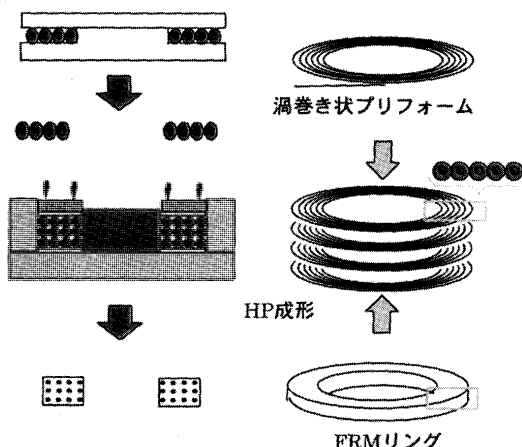


図 3.2 Ti 繊維被覆法による FRM リングの製造プロセス



図 3.4 FRM プリング (φ250×22t mm)

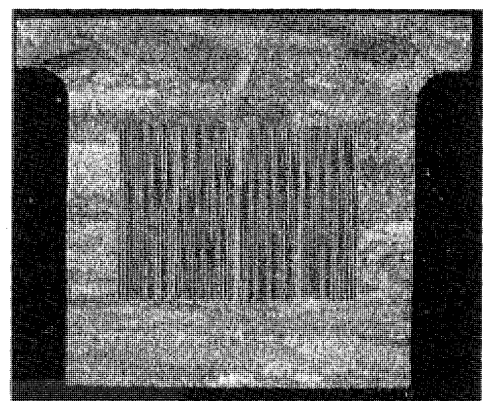


図 3.5 FRM プリング断面

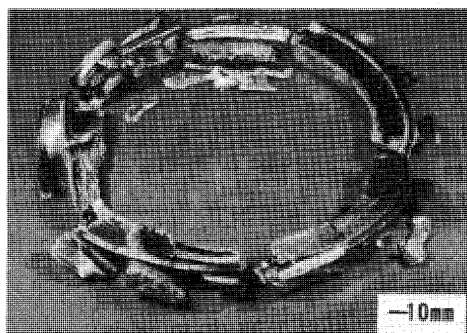


図 3.6 FRM ブリング回転破壊試験

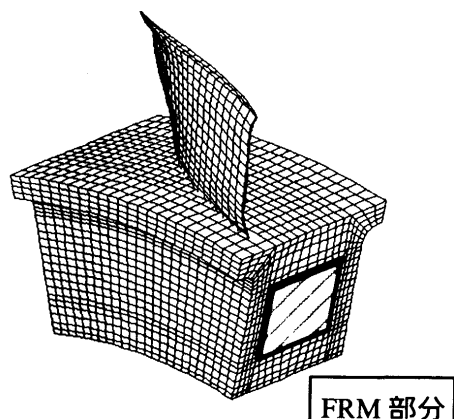


図 3.7 ブリング FEM 解析モデル

3.4 FRM リングバースト試験

FRM ロータのバースト強度を評価するためリングおよびブリングの常温バースト試験を実施した(図 3.6)。ブリングとしてバースト回転数 61590 rpm, 周速 571 m/s を記録した。

この結果を基に解析によりブリング内の発生応力を FEM により計算した。ブリング形状は 1 翼分のカットモデルを三次元のソリッドモデル(図 3.7)で作成し、バースト時の回転数について解析した。半径方向応力は、翼中心付近で最大 94 MPa, 上部の FRM 部分の平均も 73 MPa と応力集中は設計通り小さい値となっており、破壊が生じるレベルではないと確認された。周方向応力は、最大 1678 MPa で翼中心付近でも 1% 程度の差で、ほぼ均一の分布となっており、最大フープ応力で破壊したと考えられる⁽³⁾⁽⁴⁾。

リング・ブリング形状の FRM は平板と同等の強度を発現していた。そこで、平板の 450℃ 強度の室温に対する割合を、リングのバースト試験結果に当てはめると、450℃ でのリングの FRM 部最大応力は 1326 MPa と計算される。この数値から目標強度相当であることを確認

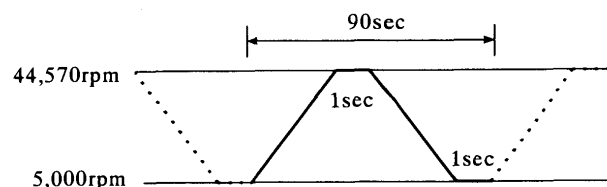


図 3.8 サイクリック試験サイクルパターン

した。

3.5 FRM ブリングサイクリックスピン試験

FRM ロータの疲労強度を評価するためサイクリックスピン試験を実施した。試験はまず単純形状のリングに対して行い、リング形状への成形方法の疲労強度への影響を確認し、次に FRM ブリングを図 3.8 のパターンで試験に供試した。この試験結果と平板試験による結果から、成形方法による強度低下は認められずその妥当性を確認することが出来た。また同時に本研究の目標相当強度を有していることを確認した。⁽³⁾⁽⁴⁾

3.6 まとめ

開発した成形加工技術と設計技術に実機形状に近い FRM ブリングを試作し、これをバースト試験、サイクリックスピン試験に供試した。これらのスピン試験と平板による評価試験の結果から、FRM のリング形状への成形方法の妥当性が確認され、同時に目標相当の強度を達成していることが確認された。

FRM ロータの製造技術については、今後は製造コスト削減のためにその成形技術の維持、向上が不可欠である。また、実機適用にはデータ蓄積などによる信頼性の向上と周辺技術である非破壊検査および評価技術の開発も重要な研究課題である。構造設計技術に関しては、FRM ロータの締結構造の研究や実機搭載による試験などを進めていくことが必要である。

参考文献

- (1) K. Moirya, Y. Nojima, S. Nishide, K. Yasuhira, 12th International Conference on Composite Materials, (1999)
- (2) T. Natsumura, Y. Nojima, N. Suzumura, T. Araki, K. Moriya, K. Yasuhira, 31st International Technical Conference Proceedings, (1999)
- (3) N. Yunoki, T. Honda, K. Moriya, S. Nishide, Proceedings of the Ninth United States-Japan Conference on Composite Materials, (2000), p. 193
- (4) T. Honda, N. Yunoki, K. Moriya, T. Natsumura, N. Suzumura, M. Uyama, 32nd International SAMPE Technical Conference Proceedings, (2000), p. 650

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

セラミック複合材料による高温部品の研究

(1) セラミック複合材料の製造技術の研究

佐藤 光彦^{*1}

SATO Mitsuhiko

キーワード：SiC/SiC 複合材，ガラスセラミックス，チラノ繊維，炭化硅素，界面
SiC/SiC Composite, Glass Ceramics, Tyranno Fiber, SiC, Interface

1. はじめに

AMG 計画では，燃焼器ライナ，高温タービンブリス
ク等の高温部品の素材としてセラミックス基複合材料
(CMC: Ceramic Matrix Composite) を選択した。CMC
は，それを構成する繊維，マトリックスおよび繊維／マ
トリックス間に存在する界面相の構造，材質をどのよう
な組み合わせで選択するかが重要なポイントであった。

2. 強化繊維の選定

CMC 用の強化繊維としては， Al_2O_3 繊維， $Al_2O_3-SiO_2$
系繊維，SiC 系繊維等各種のセラミックス繊維が開発さ
れ，今でも研究されている。AMG 計画のように高温で
高強度が求められる CMC に対しては，耐熱性の優れた
SiC 系繊維が有利となる。さらに AMG 計画ではニア
ネット成形技術も開発要素の一つとなっており，SiC 系
繊維を目的形状に合わせて配向させることが重要となる。
したがって，日本カーボン(株)製ニカロンや宇部興産(株)製
チラノ繊維等の細径の SiC 系繊維が対象となる。表 1 に

SiC 系繊維の一種であるチラノ繊維の代表的な物性等を
示す。AMG 計画では，これらのチラノ繊維の中で，主
として LoxM 繊維，ZMI 繊維および SA 繊維を評価対
象とした。

3. 界面構造

CMC にとって，強化繊維とマトリックスとの間に存
在する界面相は，この両者に劣らず重要な存在である。
この繊維／マトリックス界面相は，繊維とマトリックス
の結合強度を最適状態に維持することが必要である。繊
維とマトリックスの結合が強固な場合，マトリックス中
を進展してきた亀裂がそのまま繊維内部に進展し，容易
に最終破断に至る。その結果，CMC の最大の利点であ
る優れた破壊靱性を損なうことになる。一方，繊維とマ
トリックスの結合が弱すぎる場合，繊維-マトリックス
間の応力伝達を十分に行えず，CMC が高強度を発現で
きない。この繊維とマトリックスの結合状態を制御する
には，炭素 (C) 系あるいは窒化ホウ素 (BN) 系界面

表 1 構造材用途としてのチラノ繊維の特性

	S	LoxM(TM)	LoxE(TE)	ZMI	ZE	SA
Additive	← Ti →		← Zr →		← Al →	
Curing	Thermal Oxidation	Thermal Oxidation	Electron Irradiation	Thermal Oxidation	Electron Irradiation	Thermal Oxidation
Oxygen Content (wt%)	18	13	5	7	2	0
Micro Structure	← Amorphous →				Micro Crystal	Crystal
Tensile Strength (GPa)	← 3.0 ~ 3.4 →					
Young's Modulus (GPa)	170	190	200	200	230	400
Thermal Conductivity (W/mK)	1.0	1.4	2.4	2.5	3.8	64.6
Thermal Resistance (℃)	1200	1300	1500	1600	1800	2000
Alkali Resistance (>800℃)	×	×	×	← △ ~ ○ →		◎
Workability	◎	◎	○	◎	○	△

原稿受付 2002 年 3 月 8 日

* 1 宇部興産(株) AMG 兼任研究員

〒755-8633 山口県宇部市大字小串 1978-5

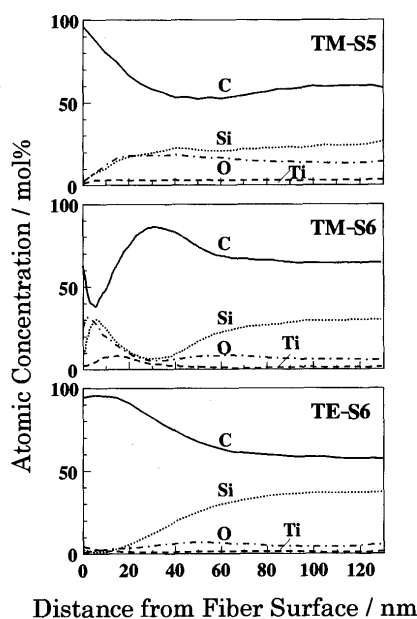


図1 セラミックス基複合材料用 SiC 系繊維の表面付近の元素分布チラノ繊維の製造方法

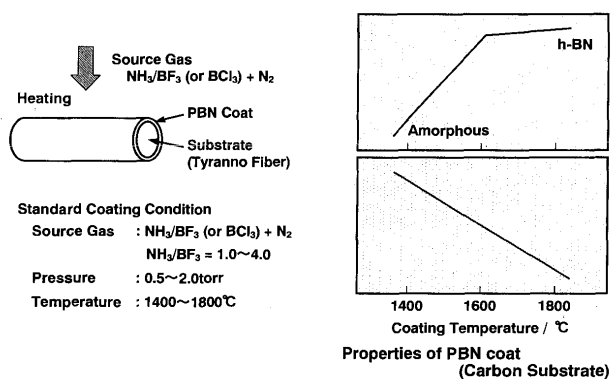


図2 SiC 系繊維の BN 被覆条件

相を利用する方法が一般的であり、これらの界面相の形成には、C 被覆繊維、BN 被覆繊維を使用する。図1に、C 系界面相の形成を目的として使用した炭素被覆 SiC 系繊維の表面付近の元素分布を示す。この図で TM-S6 は、活性化反応を利用して SiC 系繊維の表面付近のみを炭素過剰な組成に転換させた例である。この手法は、多量の繊維を処理した場合でも、個々の繊維表面に均一な炭素被覆構造を形成できるという利点がある。繊維への BN 被覆は、一般的に化学気相析出(CVD: Chemical Vapor Deposition)法を使用する。図2に、CVD 法により繊維表面に BN を被覆する場合の条件等を示す。この条件からも分かるように、BN 被覆に対しては繊維の耐熱性が問題となり、使用できる SiC 系繊維は限られる。図3に C 被覆繊維、BN 被覆繊維を使用して試作した SiC/SiC 複合材料の大気中、高温強度を示す。C 系界面相に比べ、BN 系界面相の SiC/SiC 複合材料が優れた高温特性を示すことが分かる。しかしながら、BN 界面相といえども、水蒸気等の腐食性雰囲気中、高温での耐久性に

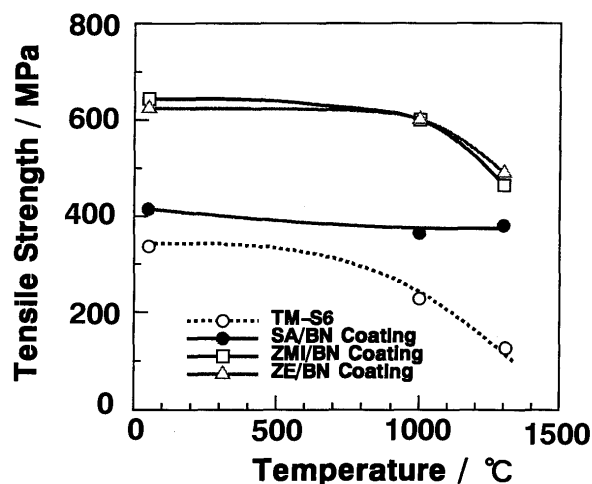


図3 チラノ繊維 SA, ZMI, ZE を使用したチラノ繊維 BN/SiC 系複合材料および TM-S 6/SiC 系複合材の大気中熱間引張強度

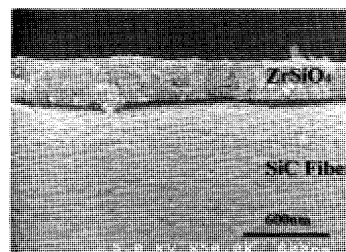


図4 錯体ポリマーを前駆体として ZrSiO_4 被覆を行った SiC 系繊維の SEM 写真

は問題がある。そこで AMG 計画では、 ZrSiO_4 等の酸化物界面相も検討した。図4に ZrSiO_4 界面相の形成を目的とした ZrSiO_4 被覆繊維の SEM 写真を示す。ゾルゲル法等の従来の液相被覆では、被覆層の形態は粒塊状であったが、 ZrSiO_4 の前駆体構造を詳細に検討した結果、図4に示すような薄い均一被覆層の形成が可能となった。

4. マトリックス

4.1 SiC 系マトリックス

CMC の代表的 SiC 系マトリックスの形成方法としては、化学気相浸透法 (CVI: Chemical Vapor Infiltration) およびポリマー含浸焼成法 (PIP: Polymer Impregnation and Pyrolysis) がある。何れの場合も、ブレードイング、三次元製織法等により目的形状物に整えたチラノ繊維の製織体をプリフォームとして使用する。CVI は、圧力勾配下、温度勾配下あるいは均一な圧力・温度雰囲気下にプリフォームをセットし、マトリックスの原料ガスを反応させて、プリフォーム内の繊維表面にマトリックスを析出させる方法である。PIP では、マトリックスの原料として前駆体ポリマーを使用する。プリフォームにマトリックス前駆体ポリマーの溶液あるいは融液を含浸した後に、不活性雰囲気中、 1000°C 以上で焼成して、前

駆体ポリマーをプリフォーム内でセラミックス化する。この前駆体ポリマーの含浸と焼成を数回繰り返して、マトリックスを緻密化する。CVI 法および PIP 法は、その手法の特徴から完全には緻密化できない。AMG 計画では、非酸化物系界面相の保護という目的もあって、CVI 法と PIP 法を併用した。

4.2 酸化物系マトリックス

高温での耐食性の点では酸化物が、当然のことながら、最も有望である。アルミナ、ムライト、ジルコニアの熱膨張係数は SiC 系繊維のそれに比べて非常に大きく、CMC の製造後に繊維付近のマトリックスに大きな残留引張応力が発生し、高強度を発現するうえで不利になる。そこで、マトリックス用酸化物としては、組成を変えることにより熱膨張係数を制御し易いガラスセラミックスを選択した。図 5 に、BaO-MgO-Al₂O₃-SiO₂ 系ガラスセラミックス (BMAS と略す)、SrO-Al₂O₃-SiO₂ 系ガラスセラミックスと MgO-Al₂O₃-SiO₂ 系ガラスセラミックスの混合系ガラスセラミックス (SAS+MAS と略す) をマトリックスとする複合材料の Ar ガス中、高温での曲げ強度を示す。これらのガラスセラミックスの熱膨張率は $2.0 \sim 2.5 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ であり、SiC 系繊維に比べて小さい。これらのガラスセラミックスをマトリックスとする複合材料は非常に緻密であり高強度を発現するが、使用温度は 1300°C 以下に制限される。

5. まとめ

このように AMG 計画で使用された CMC は、強度、耐熱性等の選択幅は広く、目的となる部材の使用環境に合わせて CMC 素材が選択された。

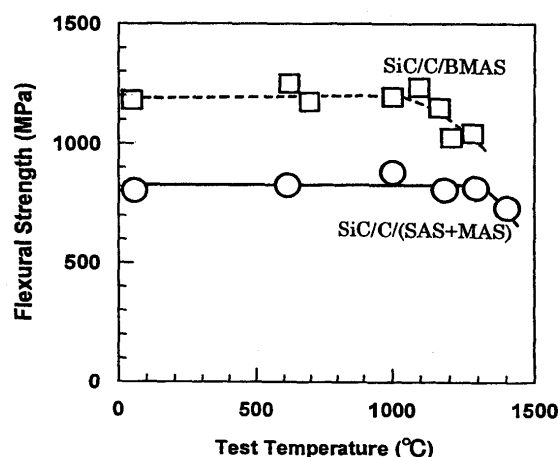


図 5 SiC/C/BMAS 複合材料および SiC/C/(SAS+MAS) 複合材料の Ar ガス中熱間曲げ強度

BMAS: BaO-MgO-Al₂O₃-SiO₂ 系ガラスセラミックス
 SAS+MAS: SrO-Al₂O₃-SiO₂ 系ガラスセラミックスと
 MgO-Al₂O₃-SiO₂ 系ガラスセラミックスの
 混合系ガラスセラミックス

素材としての CMC に残された課題は、高温、腐食性雰囲気下で優れた耐久性を示す界面構造の確立と CMC に対する耐環境性被覆技術の開発である。特に、耐環境性被覆は、個々の部品の使用環境に合わせて材料設計を行う必要があり、一刻も早い実用化研究が待たれる。

参考文献

- 1) 佐藤光彦：日本複合材料学会誌，25 巻，1 号，(1999)，pp.9-15

特集：先進材料利用ガスタービナ技術開発

セラミック複合材料による高温部部品の研究

(2) 燃焼器ライナの試作研究

井頭 賢一郎^{*1}
IGASHIRA Kenichiroh松原 剛^{*1}
MATSUBARA Go今村 亮^{*1}
IMAMURA Akira

キーワード：セラミック複合材料，革新耐熱燃焼器ライナ，試作，熱応力解析

Ceramic Matrix Composite, Advanced heat resistant combustor liner,
Trial production, Thermal stress analysis

1. まえがき

本研究項目では、「1873 K 以上の高温ガスの発生」，「燃焼負荷率を現状レベルに対して約 30% 向上」，「NO_x 排出量を現状レベルに対して 70-80% 低減」を目指した革新燃焼器に要求される無冷却燃焼器ライナを耐熱複合材料で実現するための部品製造・適用化研究開発を実施した。

目標燃焼器は，図 1 に示されるライナ外径約 500 mm のアニュラ型燃焼器であり，燃焼条件を表 1 に示す。

2. ライナ製造技術⁽¹⁻⁴⁾

2.1 ライナ用複合材の選定

目標とする燃焼器が航空機用を想定しているため，複合材ライナには，高い損傷許容性を有することが要求される。また表 1 に示される燃焼条件から，材料温度は 1573 K 以上になることが予測される。さらに，大きな筒状成形体をニアネットシェイプにより低コストで製造したいという要望から，強化材には炭化ケイ素系連続繊維を選定した。マトリックスについては，耐熱性および強化繊維との熱膨張率差を考慮し，CMC については SiC を，GMC については，BaO-MgO-Al₂O₃-SiO₂ (BMAS) 等を選定した。

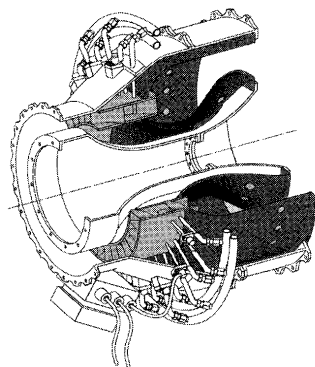


図 1 革新燃焼器の概念図

表 1 革新燃焼器の
燃焼条件

燃焼器入口ガス温度	1003 K
燃焼器出口ガス温度	1873 K
火炎温度	2173 K
燃焼器入口圧力	4.3 MPa
燃焼器ライナ差圧	0.2 MPa

2.2 CMC ライナ製造技術

図 2 は，CMC 燃焼器ライナの製造プロセス概略であり，繊維プリフォーム製織，繊維／マトリックス界面形成およびマトリックス形成，加工の段階に分けられる。

2.2.1 プリフォーム製織技術

ライナプリフォームの製織方法としてフィラメントワインディング法 (FW) およびブレイディング法 (Braiding) を比較検討した。筒状プリフォームの製織方法として，FW および Braiding は代表的な方法であり，FRP などでは多数の実績があるが，耐熱複合材ライナ用プリフォームとして，セラミック繊維で製織する場合には，繊維に非常に小さな引張荷重しか与えることが出来ないため，プリフォーム形状によっては，成形型への追従性や織り目の均一性が確保できない問題などが生じた。ライナプリフォームの製織には，これらの問題がより少ない Braiding を選択したが，燃焼器設計側からの要求形状に対して，製織性や材料特性に直接影響を与える繊維配向を考慮し，傾斜部の角度等，若干の形状変更が必要であった。また，熱応力解析の結果，燃焼器入り口部は周方向応力，中胴部以降は軸方向応力が高いことが判明し，繊維配向を場所により変化させる工夫なども行った。図 3 は Braiding 製織後のインナライナである。

2.2.2 繊維／マトリックス界面およびマトリックス形成技術

CMC および GMC 等脆性マトリックスを有する繊維強化材は，マトリックスクラック発生後，繊維／マトリッ

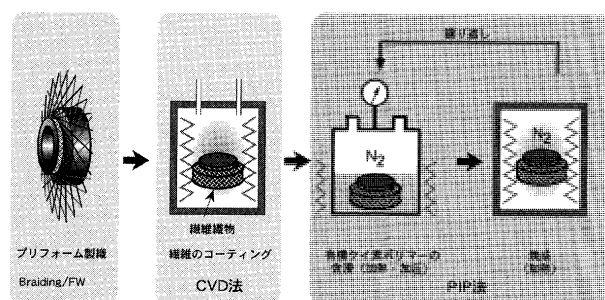


図 2 CMC の製造プロセス

原稿受付 2002 年 3 月 8 日

* 1 川崎重工業(株) AMG 兼任研究員

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

クス界面剥離を生じさせることにより、損傷許容性を発揮するとされている⁽⁵⁾。そのため、繊維／マトリックス界面の密着強度を抑制する必要がある、界面にCもしくはBNなどの緩衝層を導入するのが一般的である。燃焼器用CMCの繊維／マトリックス界面に対しては、出資会社の1つである川崎重工業㈱が開発した気相化学含浸法(CVI)によるC/SiC傾斜界面を採用した^(6,7)。(図4)マトリックス形成には、コストを考慮し、有機ケイ素ポリマー含浸・焼成法(PIP)を採用した。

2.3 GMCライナ製造技術

図5は、GMC燃焼器ライナの製造プロセス概略である。GMCライナは、マトリックスとなるガラス粉末をスラリーとして含浸させたセラミック繊維束を一方向に並べたUDプリプレグをライナ形状の型に貼り付け、疑似HIP法により固化する方法を採用した。

2.4 CMC/GMCハイブリッドライナ製造技術⁽⁸⁾

上記方法にて試作されたBMASをマトリックスとするGMCライナを燃焼試験に供したところ、材料温度が

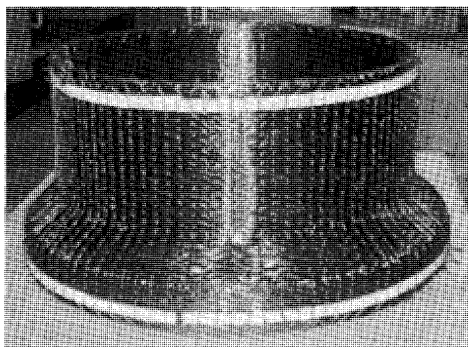


図3 Braidingにより製織したインナライナ

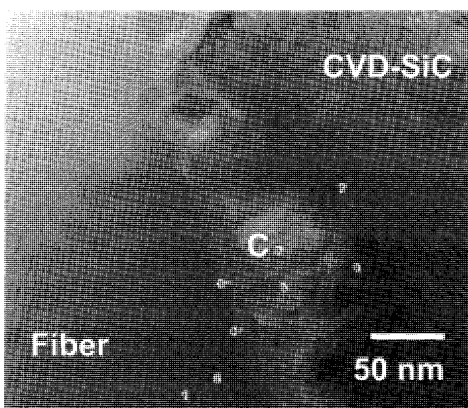


図4 SiC/SiCの繊維/マトリックス界面

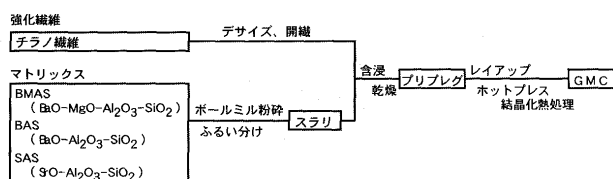


図5 GMCの製造プロセス

1500 Kを越える領域でマトリックスの溶融が確認された。しかしながらそれ以下の温度の部位では外観上問題はなく、また1400 K付近までは比較的高い強度を有する結果を得ていた。そこで、CMCライナの金属部品取り付け部に発生する比較的高い熱応力(後述)に対応するために、CMCライナの一部を、GMCとしたCMC/GMCハイブリッド燃焼器ライナ(図6)の製造方法についても検討した。ハイブリッドライナは、CMCライナの製造法を基本に、CMCとする箇所にPIP法によるセラミックマトリックスを形成し、その後GMCとする部分に溶融状態のガラスを含浸することにより製作した。なお、CVDによる界面処理後のある程度固化した筒状プリフォーム中に溶融ガラスを含浸させるため、疑似HIPを利用したBMASマトリックスの形成は困難と判断し、1573 K程度で十分に溶融し、かつ比較的低温度の高いガラス数種を選定し、プロセス検討および特性評価を実施した。最終的に選定したガラスを使用したCMC/GMC境界部を有する試験片の引張試験を実施した結果、破断はいずれもCMC側で生じており、CMC/GMC境界領域が強度特性に悪影響を与えないことが示された。

2.5 加工技術

ニアネットシェイプで製造される繊維強化複合材は、端部のトリミング、孔加工および勘合部の加工が必要となる。トリミングおよび孔加工については、加工性の点でレーザー加工の優位性を確認できた。図7は、レーザー加工を含む4種の加工法により試験片中央部に5 mmの

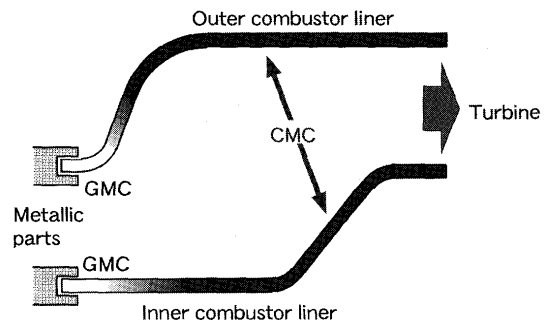


図6 CMC/GMCハイブリッドライナの概念図

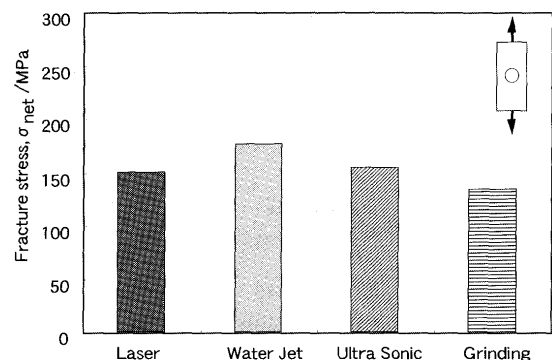


図7 孔付き材の加工法による強度比較

孔をあけた CMC の引張試験結果である。測定結果には若干の差異はあるが、CMC の強度のばらつきの範囲内であると判断しており、レーザー加工が、CMC に材料劣化をもたらすことがないことを確認した。

3. 耐熱複合材ライナの熱伝導・熱応力解析^(1-4,8)

CMC および GMC ライナに発生する熱応力としては、金属部品との取り付け部周辺に熱膨張率差に起因する熱応力と、CMC および GMC の熱伝導率が本質的に低いことに起因する内外面温度差による熱応力が考えられる。

前者に対しては、弾性支持により出来る限り柔軟に取り付ける構造とした。実現可能な支持部品による拘束を想定した熱応力解析を実施した結果、それでもなお熱応

表2 CMC および GMC の構成および物性値

Reinforcement Fiber	CMC	GMC(No.3)	GMC(No.6)	GMC(UBE)
Weaving Method	Tyranno ZMI	Tyranno ZMI	Tyranno ZMI	Tyranno F1
Inter Phase	CVD-SiC	CVD-SiC	CVD-SiC	UD sheets stacking
Matrix	PIP-SiC	Glass(No.3)	Glass(No.6)	Glass(BMAS)
E (GPa)				
in plane	195	126	115	124
through the thickness	98	63	48	62
G (GPa)				
in plane	49	25	20	9
through the thickness	49	25	20	9
	0.15	0.15	0.2	0.15

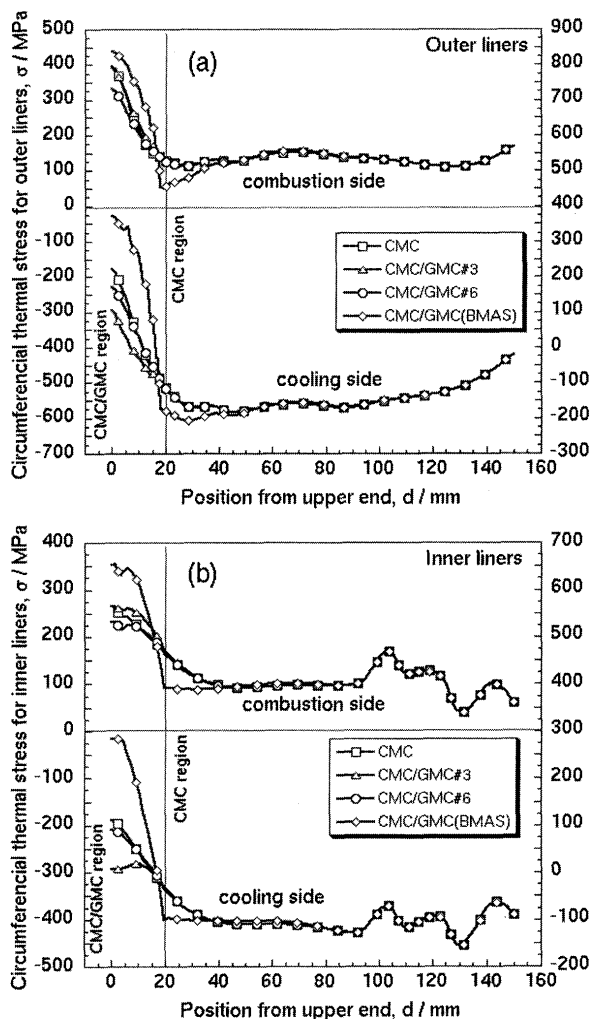


図8 (a)アウトライナの、(b)インナライナの熱応力解析結果 (周方向応力)

力は大きく、以後のライナ構造検討において、最も注力する点となった。後者については、製造プロセスの工夫によりライナの薄肉化を図った。

弾性支持構造を採用してもなお比較的大きな熱応力が発生する取り付け部については、複合材であるメリットを生かし、ライナ材の物性値 (弾性率、熱膨張率等) 変更で対応することを検討したが、プロセスの制約等から SiC/SiC という材料構成の範囲では、これらを大きく変えることは困難と判断した。CMC ライナの熱伝導・熱応力解析結果から、熱応力の最も高い金属部品との取り付け部周辺については、材料温度が比較的低いことが分かっていた。そこで弾性率、熱膨張率の選択肢が多いガラスをマトリックスとした GMC を部分的に適用した CMC/GMC ハイブリッドライナ (図6) について、その応力低減効果を検討した。表2は前述の CMC/GMC ハイブリッドライナのプロセス検討から選定したガラスを適用した GMC 2 種、BMAS をマトリックスとした GMC そして CMC の構成および物性値の一部である。これらの物性値を使用し、燃焼器入り口付近を GMC から CMC へと傾斜的に移行するモデルにて、熱応力解析を実施した。その結果、図8に示す様に、弾性率の最も低い GMC (No.6) と CMC との組み合わせについて、冷却側の引張応力の低減効果がみられた。

また、CMC ライナについては、アイドル運転-定格運転移行時を想定した非定常熱応力解析を実施した結果、定格運転時以上の応力の発生はないことを確認した。

4. 試作ライナの燃焼試験結果^(1,2,4,8)

図9は、トータル50時間程度燃焼試験を終えた CMC /GMC ハイブリッドライナである。ライナを目視確認

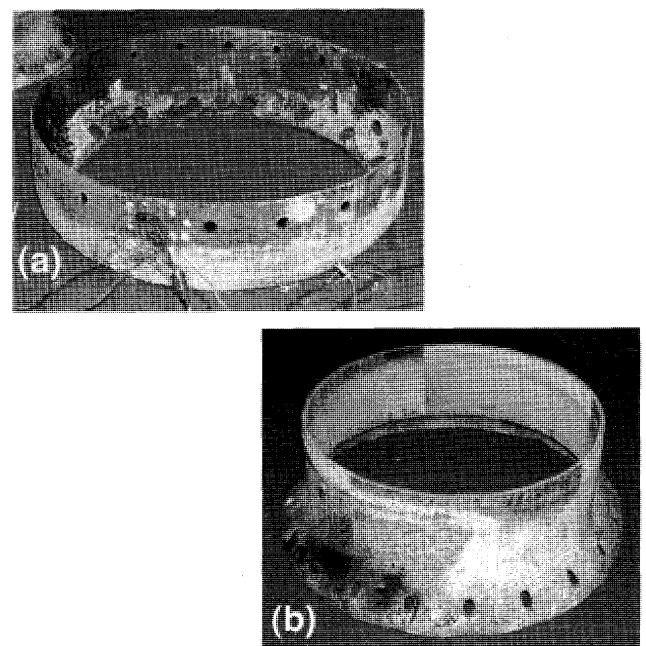


図9 燃焼試験後の CMC/GMC ハイブリッドライナ (a)アウトライナ、(b)インナライナ

したところ、大きなき裂等は確認されなかった。しかしながらライナ内面 CMC 部に発泡したガラスがみられた。これは GMC 化プロセスの際に、CMC 部が溶融ガラスに接触したため、高温となる CMC 部にガラスが残存していたためと判断している。CMC/GMC ハイブリッド複合材の適用に対しては、CMC 部分が溶融ガラスと接触しない方法を含め、CMC と GMC の傾斜構造を制御する方法について検討する必要がある。

5. まとめ

耐熱複合材を無冷却燃焼器ライナに適用すべく、成型・加工プロセス開発、解析技術開発、設計技術開発を実施した。そして、短時間の燃焼試験結果からではあるが、CMC（部分的に GMC）が無冷却燃焼器ライナ材料としてのポテンシャルを有することが確認できた。航空用エンジンに限らず、ガスタービンエンジンの高温部品は、エネルギーや環境対策の点で無冷却化への要求は高まっており、本研究から得られたセラミック繊維強化複合材料の高温部品への適用技術の波及効果は大きいと考える。

参考文献

- (1) K. Nishio, K. Igashira, K. Take, T. Suemitsu: Transaction of the ASME, 121 (1999), 12-17
- (2) K. Nishio, K. Igashira, G. Matsubara, T. Suemitsu: Proc. of IGTC '99 Kobe, 1049-1056
- (3) 西尾光司, 井頭賢一郎, 武 浩司, 末光 毅: 日本ガスタービン学会誌, Vol. 25, No. 98 (1997), 94-98
- (4) 西尾光司, 井頭賢一郎, 武 浩司, 末光 毅: 日本ガスタービン学会誌, Vol. 26, No. 101 (1998), 102-106
- (5) 香川 豊, 八田博志: セラミックス基複合材料, アグネ承風社, (1990)
- (6) 井頭賢一郎, 西尾光司, 日野春樹, 岡崎章三: 日本金属学会誌, 12 (1996), 1229-1235
- (7) 井頭賢一郎, 西尾光司, 日野春樹, 岡崎章三: 日本金属学会誌, 8 (1998), 766-773
- (8) K. Igashira, G. Matsubara, Y. Matsuda, A. Imamura: Proc. of ASME TURBO EXPO. 2001 (2001-GT-511)

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

セラミック複合材料による高温部部品の研究

(3) タービン静翼の試作研究

石塚 博弥*¹
ISHIZUKA Hiroya

坂本 敏夫*²
SAKAMOTO Toshio

堂谷 安生*²
DOUTANI Yasuo

キーワード：繊維強化複合セラミックス、タービン、SiC ウィスカ、窒化珪素、自己酸化処理
Fiber Reinforced Ceramics, Turbine, SiC whisker, Si₃N₄,
Self oxidation surface treatment

1. まえがき

本プロジェクトの最終目標である航空エンジンの低燃費化、軽量化、低公害化の実現には、タービン部品の高温化、小型化、高比強度化が必要である。そのため本研究では、タービン入り口温度 (TIT) 1873 K (1600℃) 無冷却タービン静翼材料として使用可能な複合材料の開発を最終目標とする。この目標に従い、phase 1 として TIT 1673 K (1400℃) に適用可能なタービン静翼材料の開発、phase 2 として 1873 K 級材料および静翼の開発を行った。

2. TIT 1673 K 級静翼材料の開発と静翼試作開発

材料候補として、炭化珪素 (SiC) ウィスカ (w) 強化窒化珪素 (Si₃N₄) 系セラミックス複合材料 (FRC) を選定し、目標を達成するために、主に下記の開発を行った。

- 緻密焼結体を得るための成形・焼結方法の検討
- 高温強度を得るためのマトリクス組成の最適化

表 1 に、SiC ウィスカを 20 mass% 添加した、炭化珪素ウィスカ強化窒化珪素系セラミックス複合材料 (Si₃N₄-SiC(w)系 FRC) のマトリクス組成と機械的強度を示す。本材料は、様々な成形・焼結方法を評価した結果から、石膏型に常圧で鋳込み成形する方法で作成した。石膏型に鋳込み成形することで、SiC ウィスカを配向させることができ、その結果焼結性を向上させることができた。図 1 に SiC ウィスカの配向の様子を示す。さらに助剤の組成を最適化することで、破壊靱性と高温強度を同時に改善し、表 1 に示すように、1673 K で曲げ強度 404 GPa を得た。改善の原因としては、ZrO₂ を添加することで焼結性を損なわずに Y₂O₃-Al₂O₃ 系助剤を低減することができ、その結果粒界に生成するガラス相を低減できたことによると考えられる。

本材料を用いて静翼を試作し、図 2 に示すように実機

に搭載し、熱ガス流試験を実施した。実機試験終了後の静翼より切り出した試験片について、高温曲げ強度試験を実施したところ、図 3 に示すように、試験の前後で材料劣化のないことが確認された。このように、TIT 1673 K に適用可能なタービン静翼材料および静翼の開発に成功した。

表 1 Si₃N₄-SiC(w)系 FRC の機械的特性

Sintering additives (mass %)	Flexural strength 298K,air(MPa)	Flexural strength 1673K,N ₂ (MPa)	Fracture toughness* 298K,air(MPa·m ^{1/2})
Y ₂ O ₃ :10.0 Al ₂ O ₃ :6.3 ZrO ₂ :0	826.0	179.9	5.28
Y ₂ O ₃ :7.5 Al ₂ O ₃ :5.0 ZrO ₂ :0	842.0	239.3	8.26
Y ₂ O ₃ :5.0 Al ₂ O ₃ :3.8 ZrO ₂ :5.0	1113.9	404.0	9.26

*Indentation Microfracture method

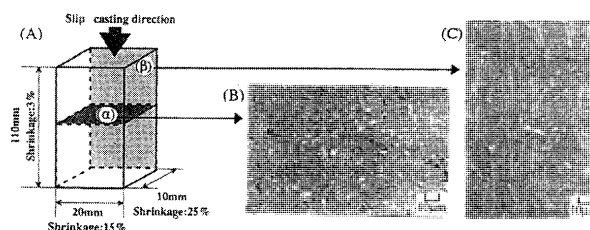


図 1 Si₃N₄-SiC(w)系 FRC のウィスカの配向

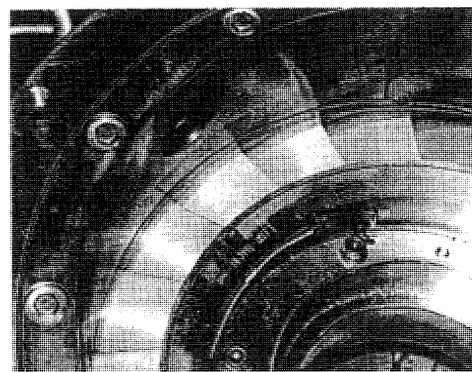


図 2 静翼の実機搭載状態

原稿受付 2002 年 3 月 8 日

*1 ジャパンスーパーコーツ(株) AMG 兼任研究員

*2 三菱マテリアル(株) AMG 兼任研究員

〒330-8508 さいたま市北袋町 1-297

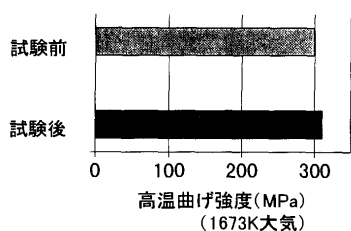


図3 実機試験前後高温強度比較

3. TIT 1873 K 級静翼材料の開発と静翼試作

TIT 1673 K 級用に開発した $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC を 1873 K、大気雰囲気下で熱処理を行ったところ、著しい酸化が見られた。よって、TIT 1873 K 級の材料には、耐酸化性の改善が必要であると考えられた。そこで、高温での酸化を抑えるための方法として、 $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC に耐酸化皮膜を形成させた材料の開発を行った。

3.1 自己酸化被膜

SiO_2 (シリカ) 中の酸素の拡散係数が小さいこと、および、シリカが $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC の主成分である Si の酸化物であることに着目し、 $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC の表面を酸化処理してシリカ膜を形成し、酸化防止膜として利用する方法を開発した。本方法は、材料表面の Si_3N_4 を酸化させてシリカを生成するものであるが、酸化の際に体積膨張が起こるため、緻密な材料では、材料が損傷する場合がある。そこで、体積膨張による材料の破損を防止するため、焼結体の気孔率を制御し、約 20% の気孔率を有する $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC を用いて静翼を試作した。これを 1873 K、大気中で酸化処理して、表面に自己酸化被膜を形成した (図 4)。自己酸化処理後の静翼は、表面は膨張により平坦度が悪くなっていたが、ガラス化による融着や、割れなどの損傷は認められなかった。さらに、焼結体に気孔を導入することは、クラックの伝播を抑えることで、耐熱衝撃性を改善することが期待される。

3.2 1873 K 級タービン静翼の高温ガス流試験

自己酸化処理 $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC を用いて試作した静翼に対し、1873 K の高温ガス流試験を実施したところ、10 サイクルの試験後も破断、重量変化は認められず、外観上表面状態もほとんど変化は認められなかった。また、同時に自己酸化未処理材についても高温ガス流試験を実施した。自己酸化未処理材では、4 サイクルの進行までに重量が減少したが、5 サイクル目以降の重量減少は見られず、試験後の表面状態は、予め自己酸化処理したものより良好であった (図 5)。この静翼の組織観察を実施した結果、内部は気孔を有する Si_3N_4 系の組織であったが、表面は酸化により形成されたシリカにより気孔が埋められた組織であった (図 6)。このことから、

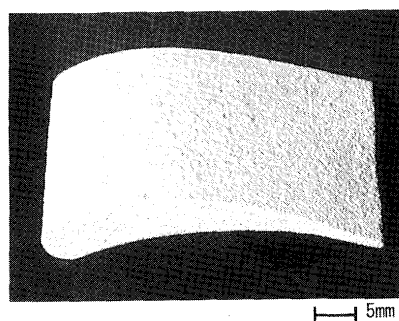


図4 自己酸化処理静翼

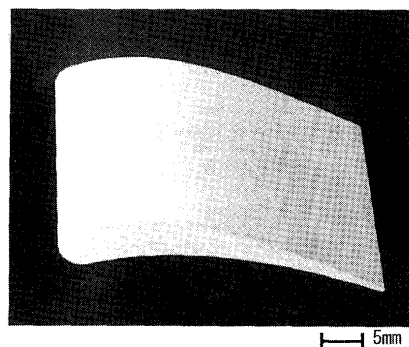
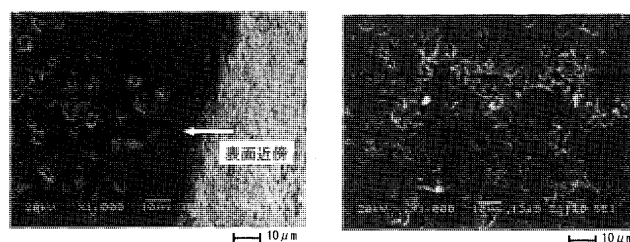


図5 高温ガス流試験における自己酸化処理静翼



(a) 表面近傍の組織

(b) 内部の組織

図6 $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC 自己酸化処理静翼の内部組織

おおむね 4 サイクルまでに表面酸化が進行し、体積膨張によって気孔が埋められ、その結果、この表面組織が内部と外気との接触を遮断するとともに、内部への酸素拡散をも抑制して、酸化を防止したと考えられる。

4. まとめ

成形・焼結方法の開発と、マトリクス組成の最適化により、 $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC を用いて TIT 1673 K に適用可能なタービン静翼材料および静翼の開発に成功した。

また、自己酸化処理 $\text{Si}_3\text{N}_4\text{-SiC(w)}$ 系 FRC による静翼は、10 サイクルの 1873 K 級高温ガス流試験でも破断せず、優れた耐熱衝撃性、耐酸化性が実証され、最終目標とした 1873 K 級無冷却静翼の開発に成功した。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

セラミック複合材料による高温部部品の研究

(4) タービンブリスクの試作研究

荒木 隆人^{*1}
ARAKI Takahito鈴木 宣行^{*1}
SUZUMURA Nobuyuki夏村 匡^{*1}
NATUMURA Tadashiキーワード：炭化珪素繊維，三次元織物，ブリスก์，タービン
SiC Fiber, 3D Fabric, BLISK: Bladed Disk, Turbine

1. はじめに

本研究は革新ガスジェネレータの TIT 1600℃ 無冷却タービンを実現するために必要な CMC（セラミックス基複合材料，繊維強化セラミックス FRC と呼ぶ）製タービンブリスก์適用化のための基盤技術確立することを目的としてスタートした。

2. CMC 製造技術開発（前期）

当初，高温燃焼ガス流環境下での使用に耐える可能性を持つ材料系として炭化ケイ素系繊維（チラノ LOX-M）と炭化ケイ素マトリックスを選定し，成形試験を行った。

タービン部品に適した成形方法を開発するため，まず二次元織物積層材を用いて CVI（化学気相含浸）法および PIP（含浸焼成）法により CMC を成形し，材料特性を評価した。その結果，引張強度が 200～300 MPa，弾性率が 60～130 GPa を示す材料を得た。また，繊維とマトリックス界面の制御が高強度材料を得るために重要であることが分かった。

しかしながらタービン部品として CMC ブリスก์が適用されるためには，回転体として円周方向と半径方向に強度を発現する必要がある。また，ディスクでは厚肉の材料が必要とされる。そこで高強度異方性材および厚肉材の製造技術確立のためチラノ LOX-M 繊維三次元織物（図 1）を用いた CMC の製造を検討した。まず繊維表面にカーボン層を CVD（化学気相析出）コーティングすることにより，厚さ 3 mm の CMC 平板において 250～300 MPa の引張り強度が再現性良く発現できるようになった。また，最も異方性の高い繊維配向を持つ材料では，500 MPa 以上の引張強度を示した⁽¹⁾。

3. CMC ブリスก์製造技術開発

実際のブリスก์製造技術に関しては，まず CVI+PIP 法によって，25 mm および 50 mm 厚の三次元織物（厚肉平板）を基材として厚肉 CMC を成形した。その結果，

厚肉材の中心部においても 2.0 g/cm³ 以上の密度が得られ，さらに含浸性が悪く強度が不足すると予想された中心部分において，意外にも厚さ 3 mm の平板と同等以上の強度を発現することが分かった。このことにより本研究で用いた製造方法は，想像以上に高密度・高強度な厚肉 CMC ブリスクの製造に適していることが証明された⁽²⁾。

次に 30 mm 超の厚肉円盤織物を使用して回転評価試験用の供試体の製造にとりかかった。初期の段階では，繊維体積率の不足や織り構造の欠陥があり，十分な回転強度が得られなかった。しかし種々の繊維配列について試作・評価のサイクルを繰り返し改良した結果⁽³⁾，真円度・繊維体積率共に非常に高く，かつ効率的に繊維を配向させた三次元厚肉円盤織物が完成した。これをこれまでに確立した厚肉 CMC 成形法により緻密化し，厚さ 3 mm の平板と同等の強度を有する高強度の CMC ディスクが完成した。

図 2 に製造プロセスを示す。次にこの厚肉 CMC ディスクから機械加工によって翼を付加したブリスก์を製作し，回転試験により強度を確認した。その結果，本ブリスก์は回転数 50,000 rpm に達しても破壊せず，世界最高レベルの強度を示した⁽²⁾。図 3 に回転試験に供試した CMC ブリスก์を示す。

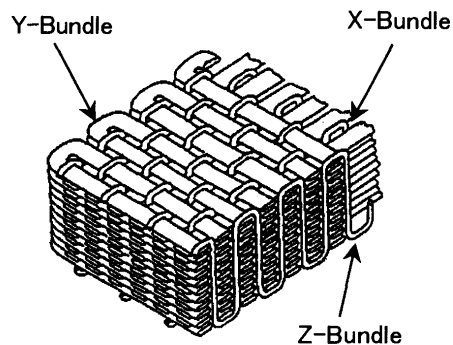


図 1 三次元織物構造

原稿受付 2002 年 3 月 14 日

^{*1} 石川島播磨重工業㈱ AMG 兼任研究員
〒188-8555 東京都西東京市向台町 3-5-1

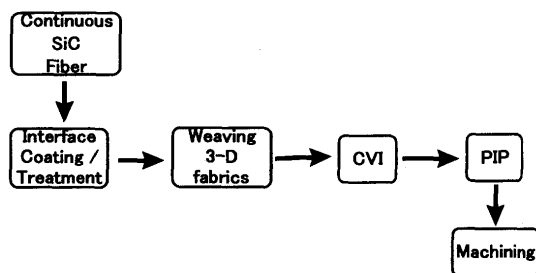
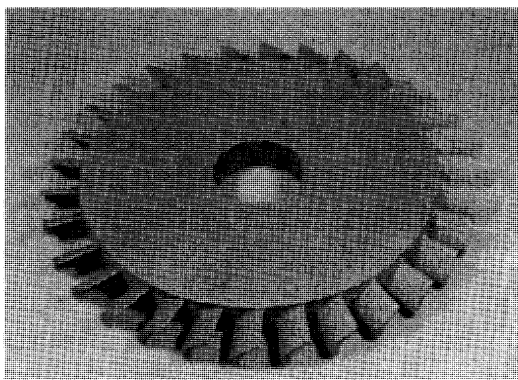


図2 CMC プリスクの製造プロセス

図3 CMC プリスク (φ250×22^tmm)

4. CMC 製造技術開発 (後期)

チラノ LOX-M 繊維は 1200℃ 以上の高温環境下では熱分解が進行し、残念ながら高温強度が低下することが分かってきた。そのため研究の最終目標である 1400℃ ガス流での CMC タービンプリスクの適用化基盤技術を確立するためには耐熱性の高い繊維によりさらなる耐熱性の向上が必要であった。幸いにも、本研究期間中に各種素材メーカーにおいては炭化ケイ素系繊維の耐熱性向上開発が進められ、高温安定性の優れた新繊維が出現してきた。

新繊維には非結晶繊維としてチラノ ZMI, 結晶性繊維としてチラノ SA, ハイニカロンタイプ S などが出現してきた。ところが、結晶性繊維は耐熱性が優れる反面、高弾性で低破断伸びといった特性を有し、製織性および CMC の機械的特性に影響を及ぼした。そのため本研究の後半ではこれら耐熱性の高い新繊維を用いて織り方による CMC 材料強度の発現性を調べることにした。

その結果、三次元織物において低破断伸びである結晶性繊維を XY 系に、屈曲性の必要な Z 系には高破断伸びの非結晶繊維を用いたハイブリッド織り構造を用いることにより、従来の高破断伸びを有するセラミックス繊維を用いた CMC に匹敵する繊維体積率と強度発現率を実現した。図 4 に非結晶繊維およびハイブリッド織り構造 CMC の室温での応力-歪曲線を示す。さらにこのようなハイブリッド織り構造においても面内方向に従来の繊維 (チラノ LOX-M) と同様な繊維体積率を有する CMC 円盤が製造可能であることが確認された⁽⁴⁾。

新耐熱繊維を用いた CMC の高温強度を発現するため

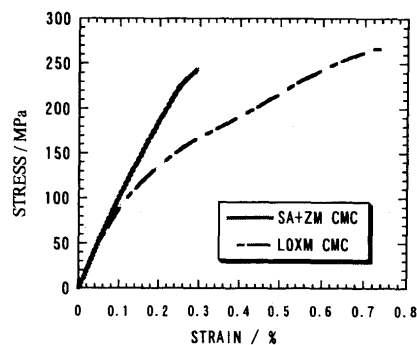


図4 室温における CMC の応力-歪曲線
(SA+ZM CMC: ハイブリッド織物使用
LOX-M CMC: 非結晶繊維のみ使用)

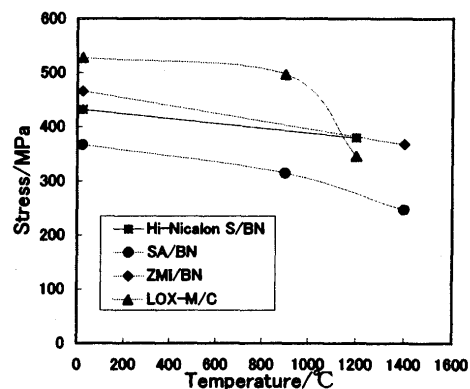


図5 CMC 引張強度の温度特性 (大気中)

には、耐酸化性の良い繊維/マトリックス界面層が必要である。従来のカーボン界面層を有する CMC に対して新たに BN 界面層を適用する製造研究を進めた結果、結晶性繊維と非結晶繊維を用いた高繊維体積率を有するハイブリッド構造 CMC 平板試験片で再び 400 MPa~500 MPa という高い室温引張強度が得られた。

さらに、高温強度を評価するため、高温引張試験を実施し、チラノ ZMI 繊維とハイニカロンタイプ S 繊維を用いた CMC では 1400℃ でも十分に高い強度を有することを確認した。また、クリープラプチャー試験も実施し、ハイニカロンタイプ S 繊維を用いた CMC では 1400℃, 150 MPa で 50 hr 寿命という世界最高レベルのクリープ強度特性を示した。図 5 に繊維と界面の異なる組み合わせからなる CMC の大気中引張強度の温度特性を示す⁽⁵⁾。

5. CMC プリスク設計技術開発

タービンプリスク設計では、有限要素法解析 (FEM) により CMC プリスクの熱応力検討を行った。改良途中の CMC プリスクを評価するため、CMC ディスクの強度を図 6 に示すような回転破壊試験により確認した。また、解析とひずみ計測試験結果はよく一致しており、解析手法の妥当性を確認することができた。

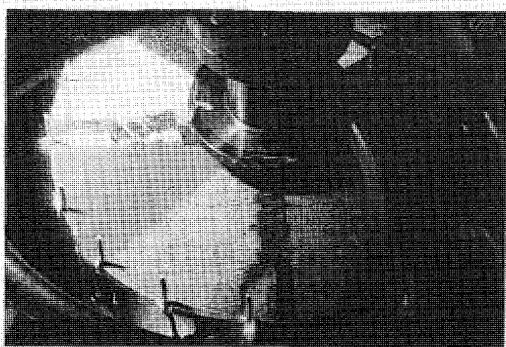


図6 CMC ディスク回転破壊試験

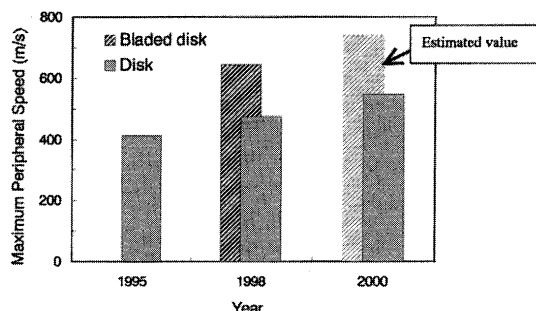


図7 CMC ディスク強度改良に伴う周速向上結果

さらにガス流試験における応力検討を行い、結晶性繊維と非結晶繊維を用いたハイブリッド構造 CMC ブリスクがガス流回転試験に供試可能な強度を有することを確認した。研究の後半ではブリスクの高強度化に取り組み、破壊回転数 50,000 rpm 以上を達成した CMC ブリスクよりもさらに繊維体積率を高めた結果、CMC 円盤のボア部における回転破壊強度を初期のものに比べ 30% 以上向上させることができた。またこの値は有限要素法解析による予測と非常に一致を示した。これまでの CMC ディスク強度の改良に伴う周速の向上結果を図 7 に示す⁽⁵⁾。

6. 高温ガス流による CMC ブリスク実証試験

一連の CMC ブリスク技術の検証として、CMC 円盤から製作したブリスクを加熱ガス流回転試験に供試した。研究の中間時点において、バネを利用したカービック構造を考案し、チラノ LOX-M 繊維を用いた CMC ブリスクと金属シャフトと繋いで 1200℃ ガス流試験を行った。その結果、30,000 rpm までの運転条件を問題なく実施できることを確認した⁽⁶⁾。図 8 にガス流試験で実証した CMC ブリスクと金属製カービックカップリングを示す。

その後要素研究終了近くになって、より耐熱性の高いチラノ ZMI 繊維を用いた強度改良型 CMC ブリスクについて TIT 1600℃ 革新ガスジェネレータのディスク応力に相当する 1400℃ ガス流での 20,000 rpm 運転条件を

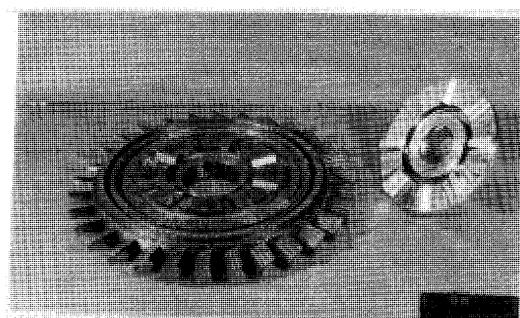


図8 CMC ブリスクと金属製カービックカップリング

達成した。そして本試験終了後のブリスクの目視検査においても識別可能な損傷は全く見られなかった。

7. まとめ

以上述べた材料製造技術および設計技術の研究成果により、TIT 1600℃ 級 CMC タービンブリスク適用化のための基盤技術を得ることができた。実用化までの課題としては、長時間の耐久性向上、高効率を実現するための翼形状の改善、非破壊検査技術の確立、低コスト製造方法の確立などが上げられる。

参考文献

- (1) S. Masaki, et al., 1995, "Development of Si-Ti-C-O Fiber Reinforced SiC Composites by Chemical Vapor Infiltration and Polymer Impregnation & Pyrolysis", Proceedings, High Temperature-CMC-2, Santa Barbara, USA, pp. 187-192
- (2) T. Araki, et al., 1998, "Manufacturing of Ceramic Matrix Composite Rotor for Advanced Gas-Generator", Ceramic Engineering & Science, Vol. 19, Issue 4, pp. 241-248
- (3) N. Suzumura, et al., 1998, "Application of Ceramic Matrix Composites to Rotating Components for Advanced Gas-Generator", Proceedings, European Conference on Composite Materials-8, pp. 57-64
- (4) T. Araki, N. Yunoki, S. Nishide, "Sintered SiC Fiber Reinforced SiC Matrix Composites for Turbine Rotor Application", Ceramic Engineering & Science Proceedings, Vol. 21, Issue 3, 2000, pp. 377-384
- (5) T. Araki et al., "High Temperature Properties of SiC Fiber Reinforced SiC Matrix Composites for Turbine Rotor Application", Ceramic Engineering & Science Proceedings, Vol. 23, 2002
- (6) Y. Nojima, T. Araki, Y. Saida, N. Suzumura, O. Funatogawa, S. Nishide and K. Yasuhira, "Development of Ceramic Matrix Composites Bladed Disk for Advanced Gas-Generator", Proceedings of International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, pp. 1031-1037

「AMG 特集の発行によせて」

大阪府立大学大学院工学研究科 岡村 清人

私は、先進材料利用ガスジェネレータ研究所 (AMG) のアドバイザーボード・メンバーをさせていただいた立場から、本稿を執筆させていただきます。私は、高温材料学を専門として、教育・研究に励んでおります。主たる研究題目は、ケイ素 (Si) と炭素 (C) を主骨格とする有機ケイ素ポリマーを出発物質とした炭化ケイ素 (SiC) 系セラミックス材料の合成と特性評価です。具体的には、ポリマーの特徴である形状付与性を利用して、まず繊維状とし、その形状を保持させた状態で焼成により SiC 系繊維を合成することです。そして、繊維の微細組織構造、機械的特性、耐熱性、耐酸化性、電気的特性、ならびにポリマーから SiC への変換プロセスなどを調べることであります。この繊維は、耐熱性があり、高強度を有し、また直径が約 10 μm であるため、いろいろな形態の編物に織ることができる特徴を有しています。例えば紡織された 3 次元織物を強化材として SiC 系セラミックスに複合させることにより、セラミックスの欠点である脆性を克服した高靱性を有する SiC 繊維強化 SiC 複合材料 (SiC/SiC) が得られます。AMG のプロジェクト計画の中で革新ガスジェネレータの燃焼器ライナーやタービンの候補材料に SiC/SiC が挙げられたご縁でアドバイザーボードを引き受けさせていただきました。欧米では、AMG 発足当時 (1993 年頃) 既に、SiC/SiC のタービンへの開発研究は行われていましたが、日本でもやっと大型のプロジェクト研究が行われ始めたことを大変喜ばしく思いました。また SiC/SiC の強化材

である SiC 系繊維は、私の恩師の故矢島聖使東北大学教授により独自の技術で開発され、日本の企業が工業化した高温セラミックス材料であることに二重の思いがあり、本プロジェクト発展を切に期待したものでありました。しかし、強化材の SiC 系繊維は、SiC/SiC の特性の骨格であるため、燃焼器では 1200 $^{\circ}\text{C}$ 、タービンでは 1400 $^{\circ}\text{C}$ 以上での比強度、耐熱疲労、耐環境性に耐え得るかが重要なことであります。矢島教授により開発された当時 (1975 年) の繊維を 1200 $^{\circ}\text{C}$ 級の非晶質 SiC 系から 1400 $^{\circ}\text{C}$ 級の微結晶質 SiC 系、そして 1600 $^{\circ}\text{C}$ 級の結晶質焼結 SiC へと微細組織を制御することにより耐熱性を向上させた関係企業の研究開発が AMG の 9 年と 1 ヶ月に及ぶ SiC/SiC の開発に大きく貢献したものと思っております。本プロジェクト研究の成果として、タービン入口温度が 1600 $^{\circ}\text{C}$ 級の無冷却タービンを備えた、革新的ガスジェネレータ用タービンプリスクや燃焼器ライナーに SiC/SiC を適用していくための基盤技術が確立されたことは非常に喜ばしい限りです。今後とも SiC/SiC などの複合材料のタービン材料への実用化研究が精力的に行われるものと思われませんが、このような高信頼性を必要とする大型の材料開発は継続的な研究が必要であり、欧米では 20~30 年のたゆまない研究が続けられています。日本でもこのような材料開発研究を続けることが、ひいてはガスジェネレータ関連部門において欧米と引けを取らないようになることを念じております。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

セラミック複合材料による高温部品の研究

(5) 高温タービンの試験研究

田村 崇^{*1}
TAMURA Takashi山脇 栄道^{*1}
YAMAWAKI Shigemichi藤 秀実^{*1}
TOU Hidemi

キーワード：セラミック複合材，タービン，ブリスク

FRC：Fiber Reinforced Ceramics or CMC：Ceramic Matrix Composite, Turbine,

BLISK：Bladed Disk

1. はじめに

ガスタービンのタービン入口温度（TIT）は着実に上昇傾向にあり，TITの高温化に対応可能なタービン翼の研究が活発に行われている。タービン翼の耐熱温度を飛躍的に向上させる材料としてセラミック複合材（FRCまたはCMC）への関心は高く，内外の研究機関，メーカーなどで盛んに研究が行われている。本試験研究はTIT 1600℃タービンに適用可能な無冷却FRCタービン動，静翼の試験実証を目的として実施した。

2. 高温回転試験機

FRCタービン静翼およびブリスクの高温燃焼ガス流雰囲気下における健全性の確認を目的としたFRCタービン高温回転試験を実施するに当たり，試験機の設計・製作を行った。試験機の全体写真を図1に，供試体部分断面図を図2に示す。

FRCブリスクと金属シャフトとの継手部分には，線膨張係数の違いにより発生する変位差を吸収できるようカービックによる継手構造を採用した。また，FRC供試体部分の冷却は不要であるが，その他試験機の金属部分は冷却が必要であるため，ブリスケーシングより上流側は空冷とし，下流のダクト部分は水冷構造とすることにより，高温燃焼ガスから試験設備を保護する構造とした。

TITを低く抑えた予備試験計測結果と伝熱解析結果を比較することにより整合性が確認されている伝熱解析モデルを使用し，1600℃試験条件での試験機の冷却性能が十分であることを予め確認した。

3. 高温予備試験

高温回転試験に供試可能な耐熱健全性を有するFRC静翼を選定することを目的として目標ガス温度1400℃とした高温予備試験を実施した。その結果を表1に示す。

対象としたFRC静翼は，アルミナ／酸化ガドリニウム（GAP）焼結体，炭化ケイ素（SiC）ウイスカ強化窒化ケイ素複合材およびチラノZMI繊維製三次元織物FRC静翼（図3）である。その結果，アルミナ／GAP静翼は加熱直後に破断，炭化ケイ素ウイスカ強化窒化ケイ素複合材の静翼は初期欠陥部への応力集中により破断した。一方，三次元織物FRC静翼は一部の静翼のマトリックスに微細なクラックの発生が認められたが，高温回転試験に供試可能な耐熱性を有することが確認された。

4. 高温回転試験

前述の高温予備試験にて回転試験に供試可能なことが実証されたチラノZMI繊維製三次元織物FRC静翼と，同材料によるFRCブリスク（図4）を供試し，ブリスク温度1400℃，20000rpmという概念ガスジェネレー

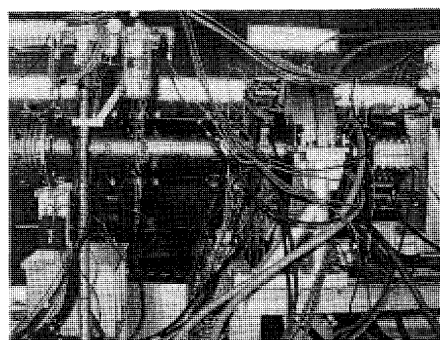


図1 高温回転試験機

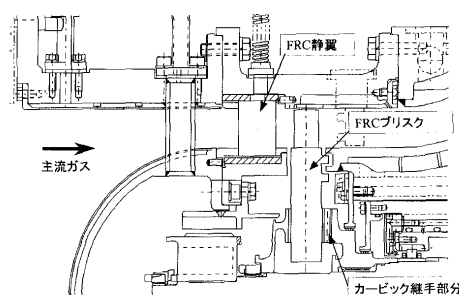


図2 供試体部分断面図

原稿受付 2002年3月14日

*1 石川島播磨重工業(株) AMG 兼任研究員

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

表1 CMC 静翼試験結果

対象翼	試験方法	結果	破断原因
アルミナ/GAP	バーナ加熱試験	1000℃程度で破断	低熱伝導率による高い熱応力の発生
窒化ケイ素	試験機静止系によるガス流試験	1400℃、4サイクルで破断	初期欠陥部への応力集中
ZMI	試験機静止系によるガス流試験	1400℃、5サイクルで健全	—

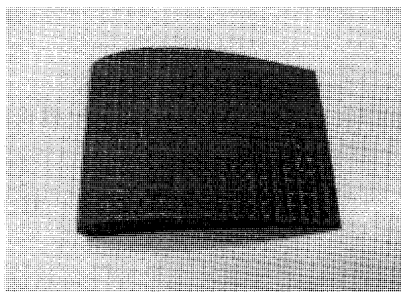


図3 CMC 静翼 (チラノ ZMI 繊維三次元織物)

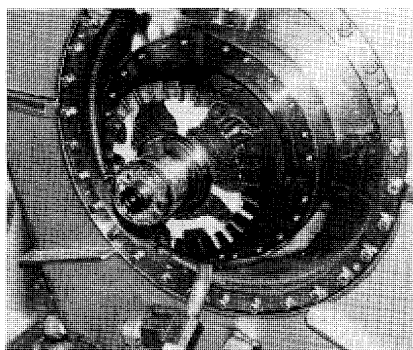
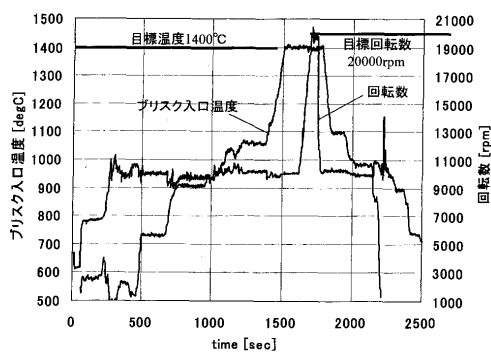
図4 試験機搭載状態のCMC ブリスク
(高温ガス流回転試験後)

図5 高温試験時のブリスク入口温度および回転数

タ相当の試験条件にてFRC 動静翼の健全性を評価する高温回転試験を実施した。その結果、短時間ではあるが、目標試験条件を達成し(図5)、試験後の検査でも異常は見られず、FRC ブリスクの健全性の試験実証に成功した。

5. FRC 静翼 1600℃ 実証試験・解析

5.1 バーナ加熱試験

耐酸化性を向上すべく改良した炭化ケイ素ウイスキー強化窒化ケイ素複合材の静翼についてバーナ加熱試験を

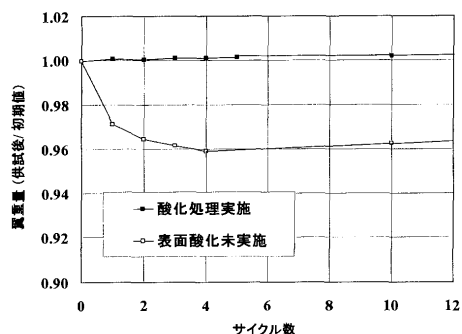
図6 CMC 静翼のバーナ加熱試験による重量変化
(炭化ケイ素ウイスキー強化窒化ケイ素複合材)

表2 熱応力解析結果

条件	最大主応力 [MPa]	温度 [degC]
バーナ加熱試験条件	129	1133
高温回転試験条件	45	459

実施し、1600℃での耐熱・耐酸化健全性を評価した。改良翼と先の高温予備試験に供試した翼との相違点は、焼結密度を低く抑え、内部に10%程度の気泡を含ませた点と、表面を自己酸化させ、酸化ケイ素の被膜を形成した点である。なお、比較のため、自己酸化処理体と非自己酸化処理体の双方を試験に供試している。その結果1600℃を10サイクル実施したが、破断した静翼はなく、自己酸化処理体の方は、外観、翼重量ともに変化はなかった。一方、非自己酸化処理体の方は、1サイクル終了後に白色に変化し、翼重量は4サイクルまで減少し、その後は飽和することが分かった(図6)。

5.2 熱応力解析

改良窒化ケイ素静翼に対し、高温回転試験条件と、バーナ加熱試験条件での非定常伝熱・熱応力解析を実施した。その結果、双方とも消炎した直後、雰囲気温度変化率が最も高い状態で翼内部に発生する温度差が最大となり、発生する熱応力も最大になっている。この温度変化率がバーナ加熱条件の方が大きいため、回転試験条件よりもバーナ加熱試験条件の方が発生する熱応力は大きく、最大熱応力が発生する際のFRC温度も高いことが示された(表2)。

熱応力的に厳しい条件であるバーナ加熱試験をクリアしたことから、TIT 1600℃級タービン静翼として適用可能であることが解析およびバーナ試験結果から実証できた。

6. まとめ

バーナ加熱試験および非定常伝熱・熱応力解析により、FRC 静翼の1600℃環境下での耐熱応力性、耐酸化健全性を実証した。また、概念ガスジェネレータのタービン入り口温度相当での試験条件にて高温回転試験を実施し、FRC ブリスクの健全性を試験実証した。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

TiAl 金属間化合物による軽量耐熱部品の研究

松本 啓^{*1}
MATSUMOTO Satoshi黒田 篤彦^{*1}
KURODA Atsuhiko石山 成志^{*1}
ISHIYAMA Seishi好見 武展^{*2}
YOSHIMI Takenobu本多 弘^{*2}
HONDA Hiroshi服部 博^{*2}
HATTORI Hiroshi石原 広助^{*3}
ISHIHARA Hirotsuke

キーワード：TiAl, 金属間化合物, 精密鑄造, 翼, スワローラ, 鍛造

Titanium Aluminide, Intermetallic Compound, Precision Casting, Blade, Swirller, Forging

1. TiAl 大型鑄塊の試作評価

1.1 はじめに

TiAl 金属間化合物は比重が約 3.8 と純チタンより約 15% も軽量であり, さらに約 1100 K まで強度がほとんど低下しないという耐熱性を兼ね備えるため, 軽量耐熱部品への適用が期待される。本研究項目では TiAl 大型鍛造部品への適用を念頭に大型鑄塊の試作を行うことを目的とした。その結果, 量産サイズである TiAl 大型鑄塊 (φ440, 400 kg) の試作に成功した。ここでは大型鑄塊の試作状況とその鑄塊並びに鑄塊を素材とした鍛造材の評価結果について紹介する。

1.2 TiAl 大型鑄塊の試作

1.2.1 鑄塊の製造工程

今回 TiAl 大型鑄塊は, 通常のチタン鑄塊を製造する時に用いる VAR 法 (真空アーク溶解法: Vacuum Arc Remelting Method) により製造した。図 1.1 に VAR 法の模式図を記載する。VAR 法は消耗電極式アーク溶解法とも呼ばれ, 原料そのものを押し固めた電極を水冷銅モールド中につり下げ, 電極の先端と水冷銅モールド中の溶融の間に電圧をかけて直流アークを発生させ, その熱で電極の先端が溶け落ちて溶融プールをつくり, その溶融プールが下方から凝固し鑄塊を製造する方式である。通常健全な鑄塊を製造するために VAR を 1 次及び 2 次の 2 回行っており, 今回も TiAl 大型鑄塊の試作にあたり VAR を 2 回実施した。

1.2.2 一次溶解

今回の試作には常温並びに高温での特性のバランスか

ら Ti-34.5 wt%Al-1.8 wt%Mo の組成⁽¹⁾を持つ TiAl を用いた。

一次溶解に先立ち電極を製造した。はじめにチタンスポンジ, アルミニウムショット, Al-Mo 合金を混ぜてプレスして図 1.2 に示すコンパクト (φ230) と呼ばれる塊を製造した。次にこのコンパクトを多数溶接でつなぎ合わせて図 1.3 にあるような一次電極とした。この一

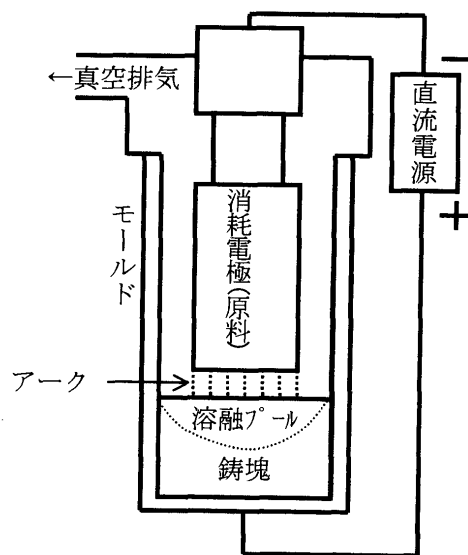


図 1.1 VAR 法模式図

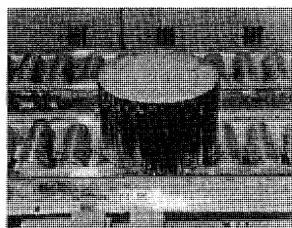


図 1.2 コンパクト

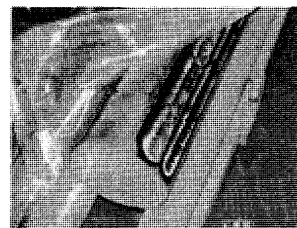


図 1.3 一次電極

原稿受付 2002 年 2 月 28 日

* 1 住友金属工業(株) 総合技術研究所 AMG 兼任研究員
〒942-8510 新潟県上越市港町 2-12-1

* 2 石川島精密鑄造(株) AMG 兼任研究員

* 3 川崎重工業(株) AMG 兼任研究員

次電極を溶解して一次鋳塊 ($\phi 300$) とした。

1.2.3 二次溶解

1.2.2 で製造した一次鋳塊を溶接してつなぎ合わせ図 1.4 に示す二次電極とした。この二次電極を用い 2 回目の VAR を実施し、図 1.5 に示す二次鋳塊 ($\phi 440$) の試作に成功した。

1.3 試作大型鋳塊の評価

鋳塊を大型化した際に起こりうる問題として、①鋳塊製造時に割れが生じやすくなる②マクロ偏析の増大③ミクロ組織、機械的性質が変化 の 3 点が考えられる。そこで今回試作した鋳塊並びにその鍛造材の評価を行った。

1.3.1 鋳塊のマクロ組織

鋳塊の断面マクロ写真を図 1.6 に示す。その結果はほぼ健全なマクロ組織であることが確認された。

1.3.2 鋳塊の偏析

鋳塊におけるマクロ偏析を調査するために各部位において成分を分析した。図 1.7 に添加量の多い Al, Mo の結果を示す。

Al, Mo ともに鋳塊下部に偏析していることが確認された。またそれら以外では不純物である Fe が鋳塊上部、O が鋳塊下部に偏析していることが確認された。

1.3.3 鍛造試験

鋳塊から鍛造用試験片 ($\phi 80 \times 110$) を切り出し、1573

K に加熱後、0.1/s の歪み速度で 22 mm 厚まで 80% の加工率で鍛造した。鍛造後、延性並びにクリープ特性に優れた duplex 組織となるように⁽²⁾、1613 K \times 2 h の熱処理を実施した。

1.3.4 ミクロ組織

鋳塊位置の影響を見るために、鋳塊並びに鍛造材のミクロ組織観察した。結果を図 1.8 に示す。

鋳塊のままでは上部と下部ともラメラ組織であり差異はなかった。鍛造熱処理後は微細等軸粒とラメラ組織が混在している duplex 組織になっており狙い通りであることが確認された。ただし下部において結晶粒径が上部よりわずかに大きくなっていることも確認された。これは下部の方が Al 濃度が高いことの影響であると考えられる。

1.3.5 機械的性質

鍛造熱処理後の素材から試験片を切り出し、高温引張試験、クリープ試験、高温低サイクル疲労試験を実施した。結果を図 1.9 に示す。

鋳塊の上部および下部において機械特性に若干の差異はあるものの、TiAl 金属間化合物として十分な特性が得られることが判明した。鋳塊の上下での機械特性の差



図 1.4 二次電極

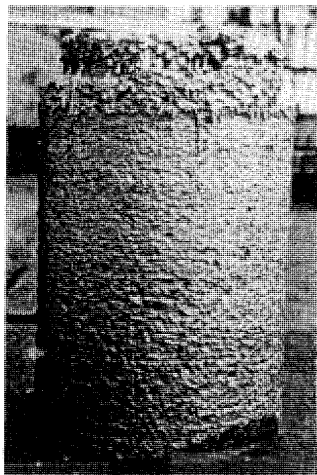


図 1.5 二次鋳塊 ($\phi 440$ mm)

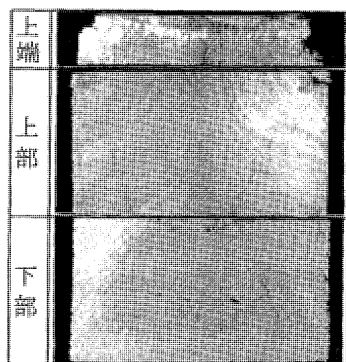


図 1.6 鋳塊断面マクロ組織

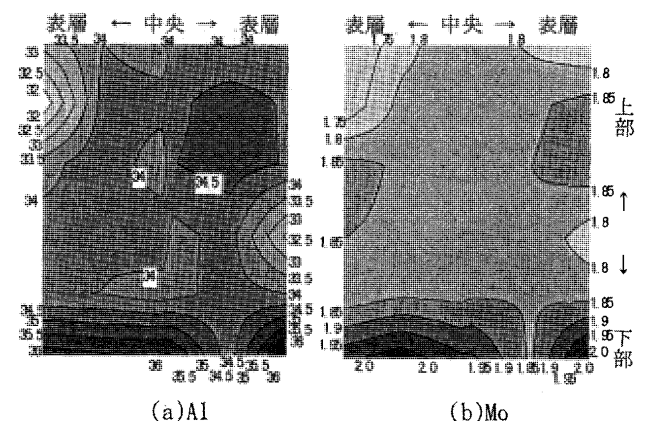


図 1.7 成分偏析

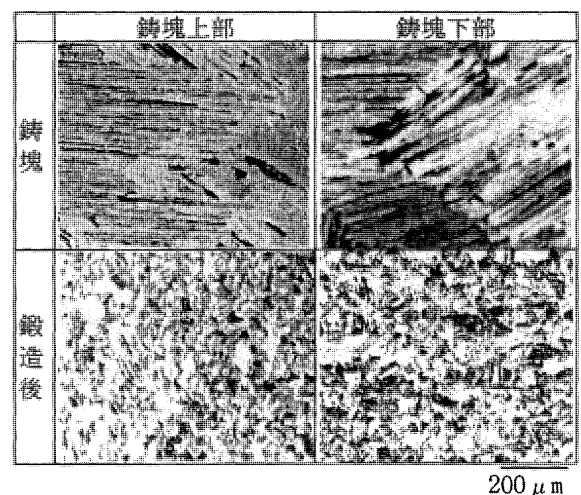


図 1.8 ミクロ組織

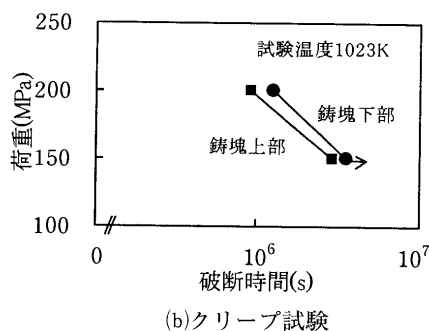
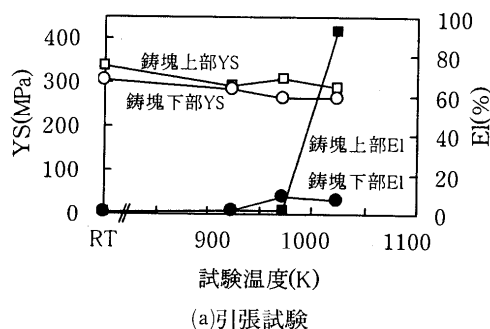


図 1.9 高温機械特性

異は Al の偏析による結晶粒径の差のためと考えられる。

1.4 まとめ

TiAl 大型鋳塊の試作を本研究において成功したことにより、TiAl 大型鍛造部品実用化への道は開けたものと思われる。しかし成分偏析抑制等、品質安定性向上が今後の課題の 1 つであると考えられる。

参考文献

- (1) 細見政功, 前田尚志, 岡田稔: 鉄と鋼 79 (1993) p 531
- (2) 前田尚志, 細見政功: 日本金属学会誌 56 (1992) p 1118

2. 精密鋳造による翼などの試作研究

2.1 はじめに

近年の環境問題から、高効率、低燃費化を目指したガスタービン性能向上の開発が継続されており、タービン入口温度の向上、エンジン部品重量の低減の努力がなされている。これらの状況の中で軽量化の手段として、750℃ の温度域において優れた特性を持つ TiAl 合金の適用が検討されている。本研究では複雑形状部品を容易に製作できる精密鋳造法による TiAl 合金部品の製造技術の開発を担当した。

2.2 密鋳造法による TiAl 部品の製造

2.2.1 精密鋳造上の問題点

TiAl 合金の一般的な特性は表 2.1⁽¹⁾に示すように他の Ti 合金や Ni 基スーパーアロイに比べ、低比重であるが 500℃ 以下の低温域では低延性で、液相-固相間の凝固温度幅が狭く、Ti 合金と同様、非常に活性等の特徴を持っている。

これらの特徴が精密鋳造において湯回り不良と呼ばれ

表 2.1 Ti 合金と TiAl, Ni 基スーパーアロイの物性の比較

Property	TiAl-Base Gamma Alloys	Ti3Al-Base Alpha-2 Alloys	Ti-Base Alloys	Superalloys
Density (g/cm ³)	3.7-3.9	4.1-4.7	4.5	8.3
Modulus at RT (GPa)	160-176	120-145	96-115	206
Tensile Strength (MPa)	450-700	800-1,140	480-1,200	-----
Creep Limit (°C)	1,000	750	600	-----
Ductility (%) at RT	1-3	2-7	10-20	3-5
Ductility (%) at HT	10-90	10-20	High	10-20

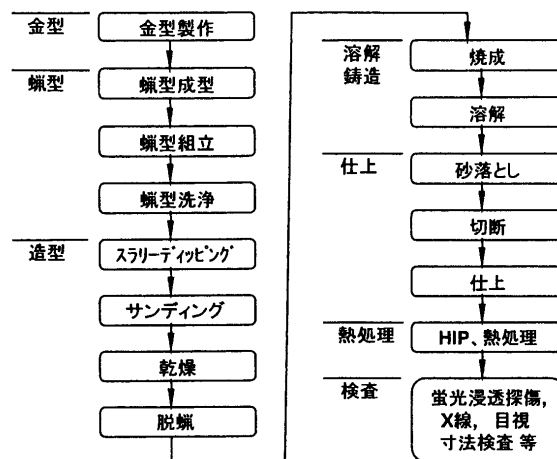


図 2.1 一般的な精密鋳造工程図

る形状の欠肉や引け巣、鋳造後の凝固・冷却過程におけるクラック等の鋳造欠陥を誘起する。また Ti 合金と同様に活性であることから、溶解および鋳造時に容易にルツボや鋳型のセラミックスと反応し、鋳造品にガス欠陥、表面反応層等も生成させる。

これらの問題点を解決するために、以下の条件を可能とする誘導スカル溶解炉を設置し、研究開発を実施した。

- (1) 鋳型予熱温度の高温化
- (2) 溶湯のスーパーヒートの上昇
- (3) ルツボと溶融金属との反応防止と溶解/攪拌効率の向上
- (4) 鋳込みまでの時間短縮

2.2.2 精密鋳造法による TiAl 合金部品の製作

金属間化合物である TiAl 合金の部品製造方法は鋳造、鍛造、圧延、粉末冶金等の開発事例が紹介されているが、本研究で対象とするような薄肉で複雑な 3 次元形状を有する翼形部品を効率よく製作するには精密鋳造法が最も適していると考えられた。TiAl 合金においても図 2.1 示すような一般的なロストワックス精密鋳造工程と同様のプロセスを用いる。

精密鋳造法における TiAl 合金の製造では通常使用されるジルコニアやアルミナ等の耐火物セラミックスのルツボやジルコン、シリカ等の鋳型材では化学反応を起こすので溶解時は水冷銅ルツボを用いて反応を抑制し、鋳型材には反応性の低いイットリア、カルシアなどの酸化物系セラミックスを採用することが良好な鋳造品を得る

有効な手段の一つである。

2.2.2.1 翼形状部品の試作

本研究で目標とした翼形状は全長約 200 mm で中央の翼厚 3~5 mm, トレーリングエッジ厚 0.6 mm 前後である。このモデル形状で(1)鋳型温度, (2)鋳込み温度, (3)冷却速度等が代表的鋳造欠陥である湯回り不良 (トレーリングエッジ部の欠肉), クラック, 引け巣等に及ぼす影響を調査した結果, 鋳型温度, 鋳込み温度は高く設定すればするほどいずれの欠陥も減少するが, 冷却速度は速くすると他の欠陥が減少するのに対してクラックは増加する傾向を示した。翼部に発生する湯回り不良, 引け巣は鋳込み温度を上げ, 鋳型の予熱温度を 1000℃ 以上に設定すると著しく減少する結果が得られるが, 鋳型の予熱温度を高くすると TiAl 特有の低温領域の延性不足のため, 凝固冷却時にクラックが発生する傾向が強くなるとともに鋳型材との反応層が拡大した。これらクラックに対する相反する傾向は適正な鋳型温度の設定, 鋳造方案の改良, 凝固・冷却時の冷却速度を制御することで解決ができた。また鋳型との反応は低反応性の酸化物系鋳型材を採用することで抑制した。実際に試作した翼部品を図 2.2 に示す。

2.2.2.2 リング状部品の試作

リング形状部品は外形がφ350 mm 前後, シール溝部の肉厚が 5 mm 程度の薄肉でコーナー R をほとんど有しない形状を対象とした。このようなニアネット形状ではシール溝部で表面に現出する引け巣が発生するとともに凝固時の収縮でコーナー R を起点にクラックが発生し, モデル部品の破断に至るものも認められた。クラックは鋳型温度, 冷却速度等の鋳造条件を制御するだけでは解決に至らなく, 適切な素材形状の設定, 湯口, 湯道の形状と製品形状のバランスを考慮した鋳造方案の設定が必要であった。一方, 引け巣は見直した素材形状, 鋳造方案のもとで翼形状と同様に鋳型温度を上げ, 冷却速度を制御することで低減可能であった。また内部に残存するポロシティは HIP 処理を施すことで更に低減させることが可能である。このような条件で試作し, 加工したリング部品を図 2.3 に示す。

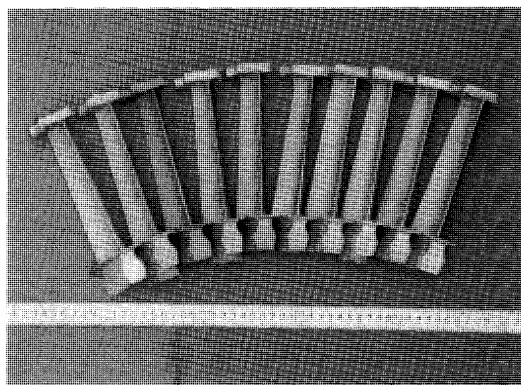


図 2.2 翼形状部品試作結果

2.2.2.3 試作品の評価

試作品の健全性を確認するために蛍光浸透探傷検査, X 線透過検査, ミクロ組織観察, 化学分析, 実体強度試験等を実施した。非破壊検査では Ni 基合金で製作されている翼部品と同等の品質であることを確認するとともに, 目標形状から採取した試料の化学分析の結果では主元素である Ti, Al とも 1 wt% 以下の変化量であり, 他の添加元素においてもほとんど変化は認められなく, 表面および内部ミクロ組織とも異常は認められなくことから, 実用上問題のないことを確認した。さらに翼形状から採取した試験片の実体試験片の強度は, 引張, クリープ, 疲労強度とも別鋳試験片と同等の強度を示した。実体の引張強度試験結果を図 2.4 に示す。

以上の結果から, 本研究で試作した TiAl 精密鋳造品は実機に供試可能な品質であることが確認できた。

2.3 まとめ

本研究で当初目標の翼形状およびリング形状の TiAl 合金の精密鋳造の基礎技術は確立した。精密鋳造による TiAl 合金は自動車用ターボチャージャーで採用され⁽²⁾, ジェットエンジンでは低压タービンの実機による耐久試験に成功した例⁽³⁾も報告されているが, TiAl インゴットの価格, Ni 基合金と比べれば高い製造プロセスコスト等のコスト問題があり, コストを重視した今日の環境では急激な適用拡大が期待できない。しかしながら, コスト課題が, 量産効果等で解決できれば, 軽量で耐熱性があり, 比強度が高い等の特徴を有する TiAl 合金はい

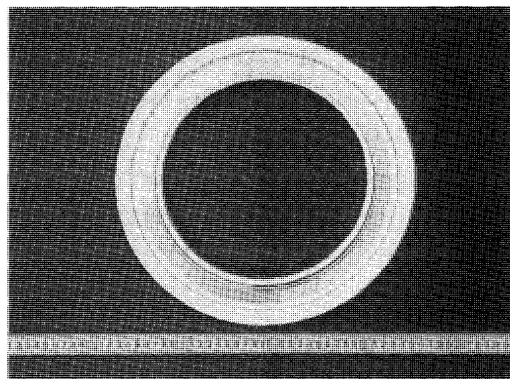


図 2.3 リング形状部品試作結果

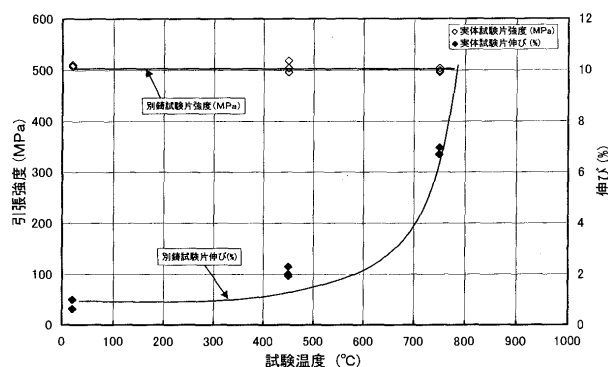


図 2.4 TiAl 合金の引張強度

表 3.1 TiAl 金属間化合物の機械加工性の検討

加工方法	工具材質	回転数	送り速度	切削油
フライス加工	超硬	60~85rpm	22~24m/min	無
エンドミル加工	超硬	190~230rpm	25~30m/min	有
ドリル加工	超硬	640rpm	手送り	有
タップ加工	超硬	手送り		有

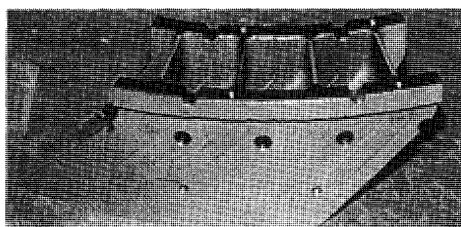


図 3.4 燃焼器スワラ（機械加工品）

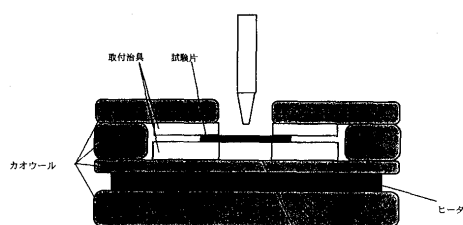


図 3.5 溶接評価用試験概略図

横這いとなり、ストレス・ラプチャー試験の破断時間が低下の傾向を示したが、これらの試験片のミクロ組織を確認したところ結晶粒の粗大化が認められた。

3.3 加工性の評価

角柱鋳造試験片を用いて表 3.1 に示すような加工方法を評価した。機械加工後の試験片については外観目視検査、蛍光浸透探傷検査、電子顕微鏡観察を行い、最終的にはミクロ組織による評価を行った。その結果、各々の加工とも条件を最適化することによって加工面に生じる割れを抑えることが出来ることが明らかとなった。この加工条件を基に実際の燃焼器スワラの加工を行ったが、特に割れ等もなく加工をすることができ、図 3.4 に示すような燃焼試験に供試可能なスワラを製作することが出来た。

3.4 溶接性の評価

TiAl 金属間化合物について TIG 溶接及び電子ビーム溶接に対する評価を行った。まず図 3.5 に示すように平板 ($t=2\text{ mm}$) を保持して溶接条件の選定を行った。次いで平板の突き合わせ溶接試験片を作成して溶接部の常温引張強度を評価した。その結果、TIG 溶接及び EBW 溶接とも割れ等の欠陥のない溶接条件を見出すことが出来た。また、各々の溶接部の常温引張強度は約 360~380 MPa (母材強度: 380~390 MPa) であることが分かっ

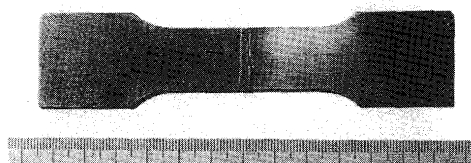


図 3.6 常温引張試験後の平板突き合わせ試験片外観 (電子ビーム溶接)

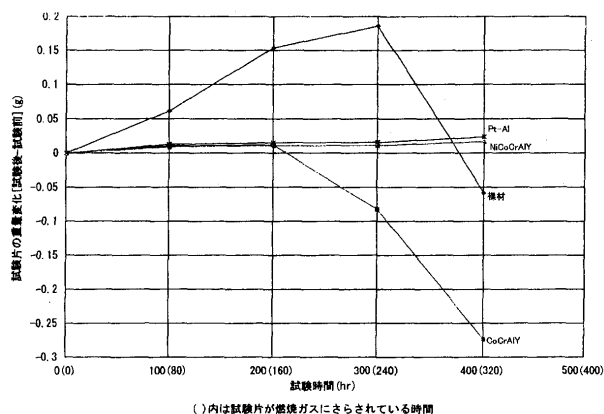


図 3.7 パーナリグ試験片の重量変化

た。図 3.6 に電子ビーム溶接による平板の突き合わせ溶接試験片の外観を示す。

3.5 耐酸化コーティングの評価

パーナリグ試験により耐酸化コーティングの評価を行った。試験条件は 40℃ (1 min 保持) から 1200℃ (4 min 保持) の過熱冷却を繰り返すサイクル試験である。評価を行ったコーティングは CoCrAlY, NiCoCrAlY, Pt-Al コーティングである。図 3.7 に試験片の重量変化を示すが NiCoCrAlY 及び Pt-Al コーティングが最も有望であることが分かった。なお、試験片重量が増加する際には酸化物の形成→成長が認められ、試験片重量が減少する際には形成された酸化物の剥離が認められた。

3.6 まとめ

薄肉且つ複雑形状を有する燃焼器スワラに TiAl 金属間化合物を適用するために鋳造性について評価した結果、ベーン部の厚さ 2 mm の燃焼器スワラを製作することができた。なお、内在するミクロシュリンケージを改善するには最適な HIP 処理条件を見出すことが出来た。

また、製品化のために加工性、溶接性について評価した結果、最適な条件を選定することによって、これらは施工可能であることが分かった。

更に、部品の高温化に対応するために耐酸化コーティングについて評価した結果、NiCoCrAlY 及び Pt-Al コーティングが有望であることが分かった。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

複合材機械要素の研究

岡田 健*¹
OKADA Ken八谷 耕一*²
HACHIYA Koichi藤井 健次*³
FUJII Kenji窪田 勝正*⁴
KUBOTA Katsumasa

キーワード：サーカムファレンシャルシール，メカニカルシール，玉軸受，円筒ころ軸受，
複合材ファスナ，セラミック転動体
Circumferential Seal, Mechanical Seal, Ball Bearing, Cylindrical Roller Bearing,
Composite Fastener, Ceramic Ball or Roller

1. 高温高速シール機構の研究

1.1 はじめに

省資源，および高い環境適合性に着目し，燃費20%改善，重量50%改善，NO_x排出量70~80%削減の三大目標を掲げた革新ガスジェネレータの開発を行っている。同開発目標を達成するため，メインシャフトシールにおいても表1.1に示すように，現行シールの最高使用条件よりもはるかに厳しい目標条件が設定された。この目標をクリアするには，高温高速特性に優れたシールしゅう動材の開発，および高温高速高压条件に適合したシールとしての新たな構造設計が必要である。

シールしゅう動材の多くには，グラファイト系複合材が多く用いられている。これは，潤滑性，耐食性，熱衝撃性などに優れているためである¹⁾。しかし，高速条件下での固体潤滑現象は，摩擦面の温度上昇が摩擦摩耗現象に支配的となる²⁾と言われ，雰囲気温度に加えしゅう動発熱の急激な増加から現行カーボン材の適用は難しい。そこで，新たなシールしゅう動材の開発が必要であり，特に，高温や高速域でのしゅう動特性を中心とした材料の高温での挙動を明らかにする必要がある。また，シール構造は，開発当初よりエンジン用シールとして必要な高性能，低漏洩，かつ使用スペースが少ない等の諸条件を満たし，特にターボジェットエンジンに多く用いられ

ているサーカムファレンシャルシール（円筒面シール）が選定され，現行の円筒面シールを基本に高速高压に適応可能な構造の検討開発をすすめた。

そこで，革新ガスジェネレータ用メインシャフトシールについて，しゅう動材料，構造設計検討に基づいて試作したメインシャフトシールの検討結果について述べる。

1.2 シールしゅう動材の研究開発

まず，現在ガスジェネレータに使用されているシールしゅう動材および国内外で市販されている代表的な高温しゅう動材について材料物性を測定，評価した。その結果，目標の温度領域において，既存材料では対応できないことが明らかとなり，耐酸化特性向上を主眼としたシールしゅう動材の開発を進めた。酸化試験により，現行材および市販材は実際のシールが現在使用されている温度，約200℃を超えると酸化が急激に進むことがわかった。そこで，高温構造用カーボン材の材料物性を測定すると共に，カーボンを含む多孔質材の高温酸化機構の解明を踏まえて開発を進めた。不純物除去，酸化に寄与する活性点を覆う皮膜形成，気孔径のコントロールを行うことにより，酸化速度を抑え，見かけの活性化エネルギーが低下することが明らかとなり，これらの知見を考慮して新しい高温シールしゅう動材を作製し，評価，検討を行った。図1.1に各温度における開発材の耐酸化性と目標値を示す。目標値は現在シールが使用されている200℃における現行材の重量減少率としている。耐酸

表1.1 開発目標条件

	Current condition	First step target	Second step target
Pressure (MPa)	0.5	0.8	1.25~1.5
Temperature (℃)	200	300	350~400
Speed (m/s)	100	150	200

原稿受付 2002年3月8日

- *1 イーグル工業(株) AMG 兼任研究員
〒350-0285 埼玉県坂戸市片柳 1500
*2 日本精工(株) AMG 兼任研究員
*3 エヌティエヌ(株) AMG 兼任研究員
*4 ミネベア(株) AMG 兼任研究員

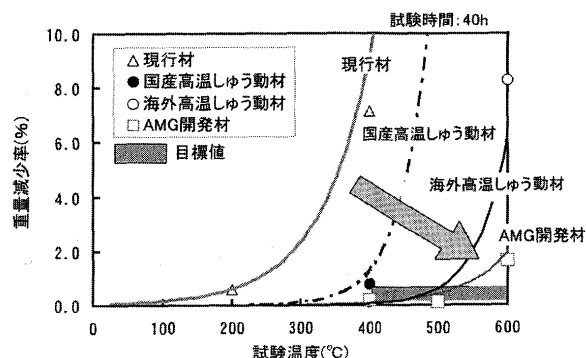


図1.1 各温度における開発材の耐酸化性と目標値

化性を付与する基材は、等方性高強度黒鉛材を用いた。同材料は、はじめに酸化の触媒効果を示す不純物除去のため、高純度化処理を行った。次に耐酸化処理用として広く用いられているリン酸アルミニウムの含浸を、引き続き熱処理により基材中に耐酸化性皮膜を形成する方法により施した。この処理により、見かけ密度は1.82から1.87 g/cm³に、ショア硬さは62から66に、曲げ強さは60から72 MPaに向上した。国内外市販の高温しゅう動材を大きく上回る耐酸化性を示し、400℃、500℃では目標値を達成できる優れたカーボン材の開発に成功した。

1.3 シール構造

サーカムフェレンシャルシールはシールリングが数断片に分割されていることから、通常セグメントタイプシールとも呼ばれ、シールリングの内周面と、ロータに固定され回転するシールランナー外周面とが円筒面でしゅう動しシールする構造である。図1.2にシールの概略構造を示す。現行シールの構造は2リングタイプといわれる構造であり、シールリングはカバーリングとともに径方向のエキステンションスプリングと軸方向のロックピンを介してリング状に組み立てられる。シールリング内周面には圧力負荷軽減用の圧力バランス溝が施されている。この構造では、室温で200 m/s、1.5 MPaの条件負荷途中で回り止め部で破損することを予備試験により経験した。このため、新規シールの構造では、廻り止め部の破損防止のため、シールリングの肉厚を増加させることが可能な1リングタイプとした。また、圧力の増大によるシールリングの摩耗増大を防止するため、シールリング内周部には同図に示される様な浮上力を発生するRayleigh Step溝を設けた。すなわち、幅寸法を大きくして動圧効果により発生する浮力によって接触部分の負荷軽減を図ったのである。Rayleigh Step溝による浮力は溝の深さにより変化する。すなわちこれが漏洩量と

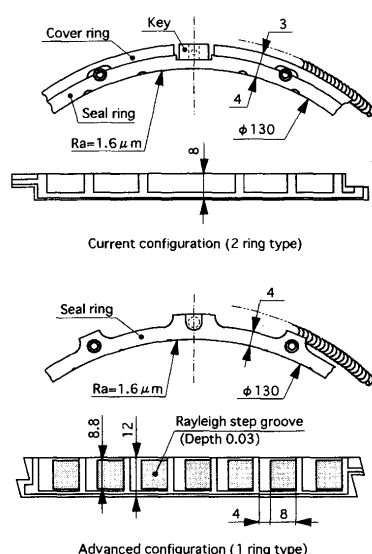


図1.2 サーカムフェレンシャルシールの概略構造

関係してくる。そこで第一次目標条件（0.8 MPa、150 m/s、300℃）における目標漏洩量を200 NL/min以下、第二次目標条件（1.50 MPa、200 m/s、350℃）における目標漏洩量を800 NL/min以下にそれぞれ設定し、溝深さは30 μmにした。この溝深さのRayleigh Stepによる浮力と圧力による押し付け力は、シールリング内周とシールランナー外周の隙間が、第一次目標条件では4 μmのところ、第二次目標条件では3 μmのところ、設計上は釣り合う。この場合、シール隙間からの漏洩量は120 NL/min及び150 NL/min程度と計算された。

1.4 開発シールのシール回転試験

開発高温高速シールの最終目標は周速200 m/s、圧力1.5 MPa、供給エア温度300℃～400℃で現行シールの使用限界を大きく超えており、これを開発評価可能な試験装置も現存しないため高温高速シール回転試験機を新規に製作し、導入した。図1.3に高温高速シール回転試験機の外観構造および表1.2に同仕様を示した。

第一次条件での安定作動を目指し評価試験を行った。開発カーボンを用いた現行シール構造（2リングタイプ4分割）では、目標条件に到達したものの約12時間でシール摩耗ならびに漏洩量の増大となったのに対し、圧力負荷低減機構としてRayleigh Step溝を備えた第一次シール（1リング4分割）は漏洩量が許容値上限であったが、合計100時間の耐久運転に成功した。しかし引き続き実施した第二次条件試験では、条件設定途中にてしゅう動状態が悪化し破損中断となった。負荷低減機構を中心としてさらにシールの改良検討を行い、Rayleigh Step

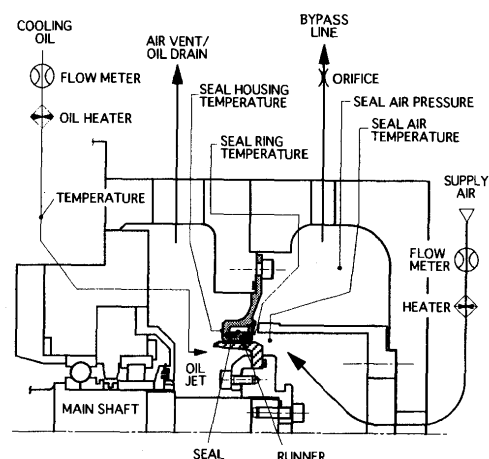


図1.3 高温高速シール回転試験装置構造

表1.2 高温高速シール回転試験機仕様

項目	仕様
供試体サイズ	φ130mm(シール摺動部平均径)
主軸回転数	常用 5000～30,000rpm
シールエア	常用温度 ～ 400℃、常用圧力 ～ 1.5MPa
供試油	常用温度 ～ 180℃、常用圧力 ～ 1.0MPa

溝に比べ動圧浮力の大きいスパイラル溝を細分割シールに適用し試作した。しかし性能評価については第一次条件にいたる前の低負荷条件でしゅう動状態が悪化し、第1次シールより劣る結果となった。スパイラル溝の正常作動にはシール・ランナー間の適切な隙間の維持がより厳密に求められることから、対策としてランナーの小径化（シールリング内径 $\phi 130$ mm に対し $\phi 129.5$ mm）ならびにランナーしゅう動部背面への油冷却を導入し再評価した。作動限界は大きく向上し小径ランナーおよび油冷却の導入によるシール作動環境の改善の可能性を得た。小径ランナーおよび油冷却の効果を確認するために、第1次シールに適用し試験を実施した。その結果、100～120 Nl/min という低漏洩量を実現し、また圧力 1.25 MPa、周速 200 m/s、温度 300℃ という最終条件に準ずる条件において 20 時間の安定作動（内 10 時間は摩耗の進行なし）ならびに許容範囲内の漏洩量を確認した。この結果を受けて、第二次条件達成に向けた最終シールの仕様については、小径ランナーと油冷却を用いた第一次シールを基本に改良設計する方針を採った。これら最終シール検討仕様のシール摩耗状況を比較したところ、シールリング各断面の端部および軸方向の偏摩耗が大となっていることが確認された。これを低減するために更に小径のランナーおよびシールハウジング二次シール面の改良を加えた。またシールリングについては幅 13 mm の Rayleigh Step 7 個仕様に絞り最終条件に準ずる条件試験の再現ならびに第二次条件試験に臨んだ。その結果、シールリング幅 13 mm、ランナー径 $\phi 129.3$ mm の仕様において最終条件に準ずる条件にて運転 20 時間を再現し、更に 1.50 MPa の高圧条件につづき第二次条件の到達、合計 40 時間の連続運転を、安定作動ならびに許容範囲内での漏洩量で実現した。またランナーしゅう動面の損傷は皆無であった。図 1.4 に第二次条件運転達成時の各負荷条件および漏洩量、シールリング温度の状況を示した。

1.5 結論

先進ガスジェネレータ用メインシャフトシールの開発を目的に、シールしゅう動材の開発、新規構造シール設計、シール評価試験を実施し、以下を得た。

(1) 耐酸化性付与カーボングラファイト材は、高温・高

速域において良好なしゅう動特性を示し、50～60 時間という長時間の安定したしゅう動特性を示したことから、高温・高速環境下での使用に耐えうるしゅう動材の開発に成功した。

(2) 同じしゅう動材を用いた Rayleigh Step 溝を設けた負荷低減機構を備えたシールは、小径ランナーとオイル冷却の組み合わせで、1.50 MPa、200 m/s、350℃ の第二次条件下で安定したシール性能を示し、開発目標を達成した。

参考文献

- 1) 平林, 中山, Journal of the J. S. M. E., Vol. 76, No. 650, pp. 238-246
- 2) 笹田直, Journal of the J. S. M. E., Vol. 76, No. 650, pp. 226-231

2. 高温高速玉軸受の研究

ガスタービンエンジンにおいては、一般に、高温エアーが軸受サンプ室に流入するのを防止するため（圧力バランス）軸受サンプ室を冷却エアーで加圧している。一方、燃費低減あるいは重量軽減を目的に、エンジンの高温化や高圧化、あるいは段数削減等の要求がある。ここで、転がり軸受（潤滑油）を 300～400℃ で使用することができれば、高温エアーを冷却せずそのまま加圧エアーとして使用することが可能になり、エンジン構造を簡略化することができる。

また、高剛性を確保するためにはシャフト径は大きくする必要がある。そのためには、転がり軸受の速度指標である dN 値（d：内径，N：回転数）を現行の 200 万程度から大きく引き上げる必要がある。

そこで、本研究では、環境温度 300～400℃，dN 値 300 万～400 万の高温高速条件下において使用可能な玉軸受の基盤技術を確立することを目的として、軌道輪等の軸受材料及び回転試験に供試できる高温用潤滑剤の開発、軸受設計技術開発を行った。

2.1 材料

上述の高温高速下においては、安定して良好な潤滑を得ることは難しく、軸受軌道面に過大な負荷が加わる。そのため、軌道輪材料には従来以上に高い耐摩耗性や耐熱性が要求される。また、このような高速下では、大きなフープ応力により軌道輪に割損が生じる懸念があるため、軌道輪材料の靱性が問題となる。

従来、ジェットエンジン主軸に代表される高温高速用転がり軸受の軌道輪材料として M 50（4 Cr-4 Mo-1 V-0.8 C）材が用いられているが、400℃ という高温では耐熱性が不足してしまう。また、耐熱性が非常に優れた材料としてセラミックがあるが、靱性が比較的低く、また、大型製品に対する信頼性の面において不安があることから、軌道輪への適用は難しい。

そこで、M 50 を超える転がり軸受軌道輪用耐熱鋼と

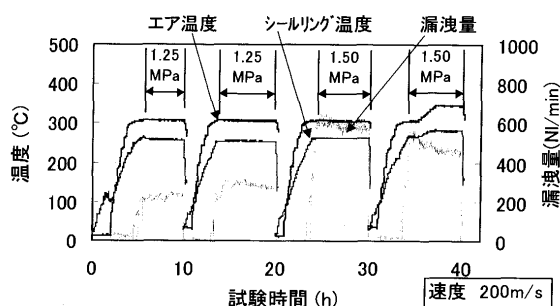


図 1.4 第二次条件達成時の状況

して、浸炭型粉末高速度鋼の開発を行った¹⁾。

開発した浸炭型粉末高速度鋼（以下開発鋼と呼ぶ）及び従来鋼 M 50 の高温硬さ特性を図 2.1 に示す。開発鋼は、温度 500℃ においても HV 800 以上と、M 50 の常温における硬さと同等以上であり、目標使用温度範囲（300℃～400℃）において軸受軌道輪として十分な表面硬さが得られている。また、非常に高硬度であるため、耐摩耗性及び転動疲労寿命特性の試験の結果においても、従来鋼を大きく上回る特性が得られている。

一方、保持器材料に関しては、400℃ の運転温度に対応するため固体潤滑材の適用可能性を検討した。基礎実験として各種固体潤滑材の潤滑特性、強度特性及び回転特性の把握を行った。その結果、高温低速条件下では黒鉛系固体潤滑材が良好な潤滑特性を示したが²⁾、高温高速条件下では、耐熱油を用いた場合と比較して摩擦係数が高く、また、軸受材料に摩耗が生じた。そこで、軽量で、前述のフープ応力に十分耐える高い強度を有する C/C コンポジット（炭素繊維複合材料）製保持器を開発し、次節の高温潤滑油による潤滑と併用することにした³⁾。

2.2 潤滑油^{4),5)}

革新ガスジェネレータにおいて軸受の使用される環境温度は、MIL-L-23699 適合油の使用限界温度を超えることがわかっており、このような条件下において使用できる潤滑剤の開発を行う必要がある。高温潤滑油として、エステル、ポリフェニルエーテル、その他シクロトリオスファゼン誘導体などのトライボ特性が報告されている。中でも 5 環フェニルエーテル（5P4E）は高い酸化安定性を持つことはよく知られているが、温度粘度特性、潤滑性能に難があり、高温高速環境下で用いられる軸受には必ずしも適当な潤滑油とは言えない。

エステル系潤滑油の酸化安定性は 5P4E には劣るが、潤滑性能は良好である。MIL-L-23699 規格油もエステル系であるが、環境温度 300℃ では蒸発減量や動粘度などの問題があり使用できない。そこで筆者らは、酸化安定性に優れてかつ高粘度、高粘度指数の得られるトリペンタエリスリトールエステルを基油として、油温 200℃、軸受温度 315℃ で使用可能な潤滑油を新たに開発し、軸受回転試験に供した。

開発油の特徴としては次の事柄があげられる。

(1) 軸受温度 300℃ においても油膜形成に十分な粘度を

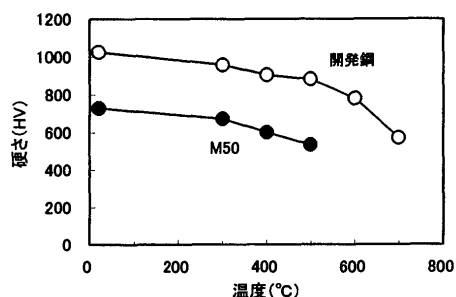


図 2.1 開発鋼と従来鋼（M 50）の高温硬さ特性比較

有する。

(2) 雰囲気温度、転がり速度、接触面圧などの外的要因に影響を受けにくいトラクション特性を有する。

(3) 高温高速条件下で、5P4E より耐焼付き性に優れる。

2.3 軸受設計・潤滑法^{3),6)}

軸受として総合的な評価を行うため、開発、選定した軌道輪材料及び保持器材料を組み合わせた先進材料軸受（Type D、図 2.2、表 2.1）の温度 300℃、dN 値 400 万における軸受回転性能確認試験を実施した。潤滑としては、開発油によるアンダーレース潤滑法を適用した。一例として、図 2.3 に先進材料の軸受温度に及ぼす dN 値の影響を、また図 2.4 に試験後の先進材料軸受外観を示す。

表 2.1 供試軸受

	Type A	Type B	Type C	Type D
外輪	M50			
内輪	M50NiL	開発鋼	M50NiL	開発鋼
保持器	SAE4340			
転動体	窒化珪素			
潤滑油	トリペンタエリスリトールエステル油			

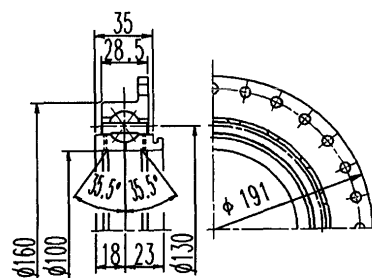


図 2.2 軸受形状

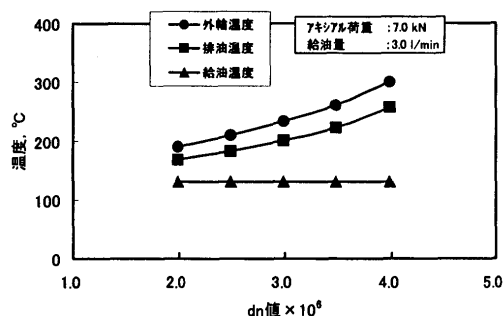


図 2.3 軸受温度に及ぼす dN 値の影響

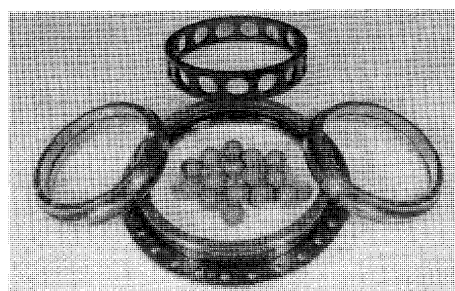


図 2.4 試験後の軸受外観（Type D）

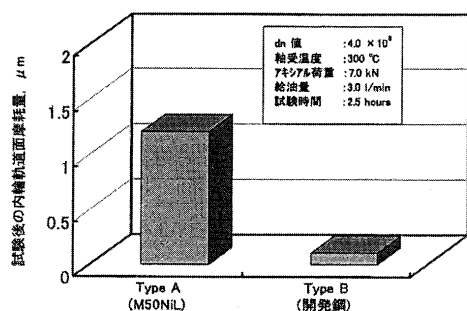


図 2.5 開発鋼内輪軌道面摩耗量推移

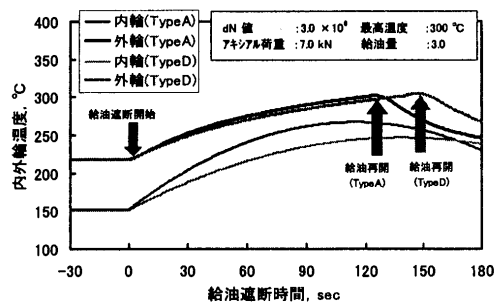


図 2.6 給油遮断時間の内外輪温度上昇に及ぼす影響

図 2.5 に示すように、開発鋼は、M 50 NiL 材と比較し摩耗特性の点で有利であること、また発熱特性に優れていることがわかった。さらに先進材料軸受及び既存材料軸受 (Type A) を用いて、最高軸受温度 300℃、dN 値 300 万条件下における給油遮断試験を実施した。試験後の軸受に異常はなく、図 2.6 に示すように、先進材料軸受は既存材料軸受と比較して給油遮断中の温度上昇が小さいことから、耐焼付性能に優れていることを確認した。

2.4 まとめ

潤滑に開発油を用い、転動体を窒化珪素製、軌道輪を開発鋼製、保持器を C/C コンポジット製とした転がり軸受は、現行ジェットエンジン用軸受の運転条件を大きく上回る温度 300℃、dN 値 400 万の高温高速条件下においても十分適用が可能であることが明らかになった。

参考文献

- 1) 山村賢二, 古村恭三郎, 大堀學, 正田義雄, 横井信哉, トライボロジー会議予稿集, (1996-5), p. 152
- 2) 山本豊寿, 正田義雄, 近田哲夫, トライボロジー会議予稿集, (1994-5), p. 249
- 3) Yui, H., Aramaki, H., Yamamoto, S., Yamazoe, M., Synopses Intern. Tribol. Conf., (2000), p. 260
- 4) 八谷耕一, 由井秀人, 正田義雄, 横井信哉, 中道治, トライボロジー会議予稿集 (北九州 1996-10), p. 324
- 5) Hachiya, K., Yui, H., Shoda, Y., Yokoi, S., Naka, M., Lubrication Eng., 54, 2, (1998), p. 935
- 6) Yui, H., Aihara, S., Yamamoto, S., Yamazoe, M., Proc. Intern. Gas Turbine Congress 1999 Kobe, (1999), p. 1017

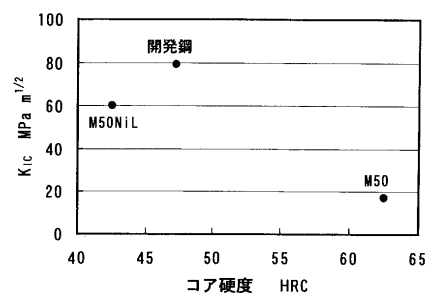


図 3.1 レース材の破壊靱性値

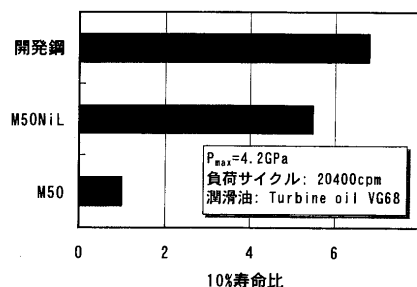


図 3.2 レース材の転動疲労寿命

3. 高温高速円筒ころ軸受の研究

3.1 はじめに

革新ガスジェネレータ構成要素としての円筒ころ軸受には、dN 値 $300 \times 10^4 \sim 400 \times 10^4$ の高速性能と、外輪温度 300~400℃ における耐熱性が要求される。これは、現状の実用最高レベルである dN 値 230×10^4 、外輪温度 200℃ をはるかに超え、従来の軸受材料では耐えられない過酷条件である。したがって、高温高速環境に対応できる軸受材料の開発を最重要課題と位置付け、材料選定と試験片による評価及び軸受への応用設計を中心とした研究開発を展開した。

3.2 軸受材料と潤滑油

1) レース材料

レース材料には、高速回転による大きなフープ応力に耐える破壊強度があり、かつ高温下での寿命を確保するため高温での硬度低下の少ない材料が求められる。現行材料である M 50 NiL を改良した耐熱浸炭鋼⁽¹⁾の破壊靱性値を図 3.1 に示す。開発鋼の破壊靱性値は M 50 NiL の 1.3 倍程度の値が得られた。また、図 3.2 の転動疲労寿命試験結果より、開発鋼は転がり疲労にも強く、M 50 や M 50 NiL より長寿命である。

2) ころ材料

ころについては、ころに作用する遠心力による寿命低下に対応できる材料選定が重要となる。セラミック (Si_3N_4) ころを使用したハイブリッド軸受⁽²⁾の計算寿命を M 50 材製ころを使用した現行軸受と比較すると図 3.3 のようになる。軸受転動疲労寿命比は目標寿命に対する計算値の比率を示している。ころに作用する遠心力の影響で、高速になるほど寿命が低下し、現行軸受では dN 値 330×10^4 以上では目標寿命を満足できなくなるが、 Si_3N_4

ころの場合、比重がM50の約40%と軽量であり、遠心力が小さくなるため、 dN 値 400×10^4 でも目標寿命を満足する。ハイブリッド軸受は、長寿命であるだけでなく、耐焼付き性、耐摩耗性および耐スキッピング損傷にも優れており、高温高速軸受に適した材料である。

3) 保持器材料

保持器に要求される機能は、高速回転によるフープ応力を抑えるために軽量であることと、高温で強度が大きく低下しないことや、高温高速条件下でのしゅう動特性が優れていることである。TiAl 金属間化合物は比重が小さく、かつ高温まで高強度を確保できるメリットがあるが、摩擦摩耗特性に難があり、そのままでは保持器材料に不向きであった。本研究では、その表面にNi-Cr 溶射膜を施す技術開発⁽³⁾により図3.4に示すように摩擦摩耗特性の改善を図った結果、現行のSAE 4340+Ag めっき品より優れた特性を得た。

4) 潤滑油

目標とする高温高速条件下では、現行のMIL-L-23699 C規格油では対応できず、さらなる耐熱性、酸化安定性および耐摩耗性が求められる。ポリフェニルエーテル油は耐熱性に優れるが、流動点、粘度指数、耐摩耗性において問題を抱えていた。ポリフェニルエーテル油にジフェニルチオエーテル油を混合した開発油⁽⁴⁾は、引火点で310℃と高く、流動点で-27℃と良好な特性を示した。さらに、開発油の熱安定性は、表3.1のように単体油より優れるという画期的な特性も得られた。

3.3 軸受設計

3.2項で紹介した新材料から製作した軸受の外観を図

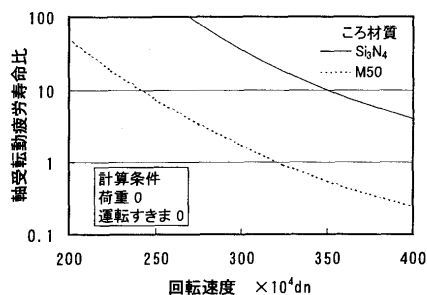


図 3.3 ハイブリッド軸受の転動疲労寿命

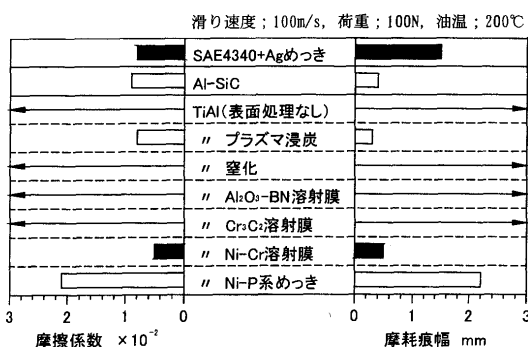


図 3.4 保持器材の摩擦摩耗特性

3.5に示す。軸受サイズは内径140 mm、外径185 mm、幅36 mmである。その潤滑は高温高速運転において信頼性が高く、豊富な実績もあるアンダーレース潤滑法を適用した。

3.4 軸受運転試験装置

軸受運転性能の評価に用いた高温高速円筒ころ軸受運転試験装置を図3.6に示す。回転軸は並列背面組合せで予圧が与えられ、ジェット潤滑を施したアンギュラ玉軸受により水平方向に支持されている。試験軸受はオーバハンク状態で取り付け、支持軸受より高温の潤滑油を供給可能とした。内輪の温度は熱電対の信号をテレメータで取り出して測定した。保持器の回転速度は保持器端面に設けた円周上6箇所の切り欠が渦電流式回転センサを通過するときに発生するパルス信号で計測した。この装置は、増速機により最高 dN 値 400×10^4 の高速運転と、ハウジングに装着したカートリッジヒータにより外輪最高温度400℃の条件で軸受を運転することが可能である。

3.5 軸受運転試験結果

図3.7は、軸受をすきま+36 μmで組み込み、給油温度220℃で dN 値 400×10^4 まで運転した時の外輪温度を示す。開発材料の破損や摩耗、潤滑不良などの問題がないことも確認しており、開発軸受は dN 値 400×10^4 、外輪温度300℃の運転が可能である。また、保持器回転数から求めたころの公転滑り速度は、 dN 値 350×10^4 以上の高速では零となり安定した転がり運動を確認した⁽⁵⁾。さらに、 dN 値 300×10^4 における潤滑油遮断試験の結果を図3.8に示す。潤滑油遮断後70秒経過時には、外輪



図 3.5 高温高速円筒ころ軸受

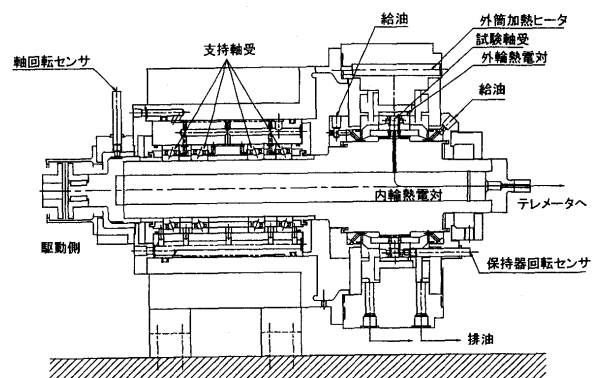


図 3.6 高温高速円筒ころ軸受運転試験装置

表 3.1 潤滑油の耐熱性

潤滑油	蒸発量 mass%	全酸価変化量 mgKOH/g	動粘度変化率 %	備 考
ポリアニリンエーテル油 + ジフェニルエーテル油	5.5	0.45	137	開発油
ポリアニリンエーテル油	6.0	1.45	162	比較油 1
ジフェニルエーテル油	10.0	1.25	180	比較油 2
ポリオレステル油	17.0	2.25	253	現行油

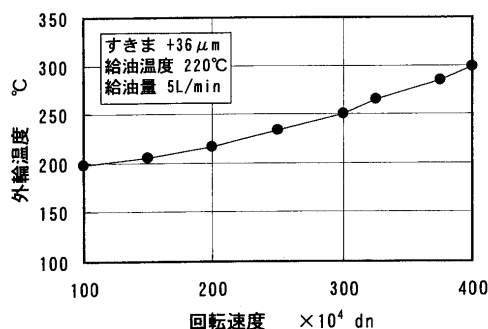


図 3.7 高温高速円筒ころ軸受の回転速度と外輪温度

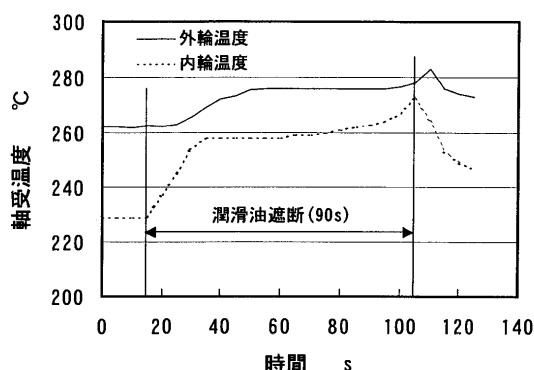


図 3.8 潤滑油遮断試験結果

温度で約 280℃ の高温に達するが、潤滑不良による内外輪温度の急上昇も見られないことから焼き付きの問題は生じないと判断した。

3.6 まとめ

革新ガスジェネレータ用高温高速円筒ころ軸受の材料開発を行い、試作軸受の運転試験によりそれらの適合性を確認した。その結果、軸受の運転性能として dN 値 400×10^4 、外輪温度 300℃ の運転を達成することができた。ここで開発した軸受技術は、ガスジェネレータなどの高温高速機械の省エネルギーと環境保全に役立つものと期待できる。

参考文献

- (1) Ito, K., Nakashima, H., Fujii, K. and Yokoi, S., Abstract of Word Tribology Congress, (1997), p. 864
- (2) 藤井健次, NTN TECHNICAL REVIEW, 67, (1998), p. 53
- (3) Fujii, Y., Maeda, K., Fujii, K., Mori, M., Yamamoto, S., Proc. of the International Tribology Conference Nagasaki, (2000), p. 1831

- (4) 南政美, 山本伸一, 藤井健次, 森正継, 日本ガスタービン学会第 26 回定期講演会講演論文集, (1998), p. 115
- (5) Fujii, Y., Fujii, K., Mori, M., Yamamoto, S., Papers of the World Tribology Congress, (2001), p. 227

4. 複合材ファスナの研究

4.1 はじめに

複合材料を適用したガスジェネレータの研究開発に伴ない、従来にない高温環境下での使用や軽量化がファスナに求められつつある。現行の金属ファスナは、複合材料との熱膨張差や温度の制約から使用が困難になることが予測される。そこで、本研究は CMC 材料の適用により、高耐熱、高比強度のファスナを目指したものである。開発目標は大気中 1200℃ において 300 MPa 以上の強度を有し、Inconel 718 耐熱金属ファスナと比較して 50% の重量低減とした。ここでは複合材機械要素の研究として行った CMC ファスナの主要な技術成果を紹介する。

4.2 ファスナ設計技術

従来からの $[\pm \theta]$ で積層した単純構造では、特定の 2 方向にしか繊維強化が作用せず高強度化が期待できない。そこで、多方向の応力に対して効果的に繊維強化が可能な、図 4.1 に示すような複合構造型のファスナを考案した。これは軸方向の応力を芯材部で、ねじ部のせん断応力を上下に積層した外周層が保持する構造となっている。擬似 HIP 成形により製作し、研削加工によりスタッド形状のファスナとした。ねじ形状については、研削加工時のチッピングやねじ底での切り欠き効果を低減させるために、E タイプと呼ぶ E 10×P 1.8 mm の円弧形状ねじに設定した。また、ナットについては $[0/90^\circ]$ 積層材を機械加工により形状化し、ねじピッチの増加を考慮してかん合幅を軸径の約 1.5 倍とした。材料は強化繊維に Tyranno Lox M (Si-Ti-C-O) と Tyranno ZMI (Si-Zr-C-O) の 2 種類の強化繊維を選定し、マトリックスには BMAS (BaO-MgO-Al₂O₃-SiO₂) 材を使用した。

4.3 ファスナ性能試験

4.3.1 強度特性

大気中で実施した、引張強度試験の結果を図 4.2 に示す。これによると、Lox M/BMAS ファスナの室温強度は 413 MPa、1200℃ 強度は 276 MPa となり、約 800℃ を超える温度で Inconel 718 ファスナの強度を上回る特性を有している。また、ナットの強度は室温中で 648

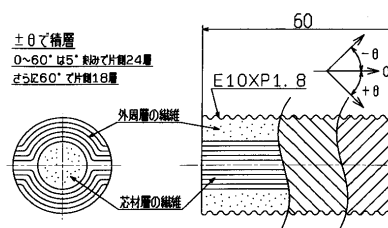


図 4.1 複合型 CMC ファスナ構造

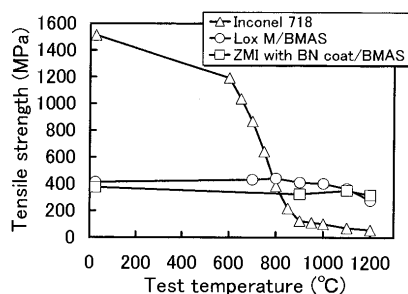


図 4.2 CMC ファスナ強度試験結果

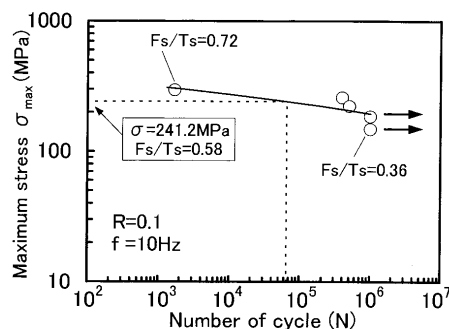


図 4.4 疲労特性

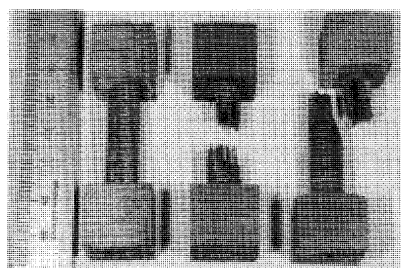


図 4.3 CMC ファスナ外観

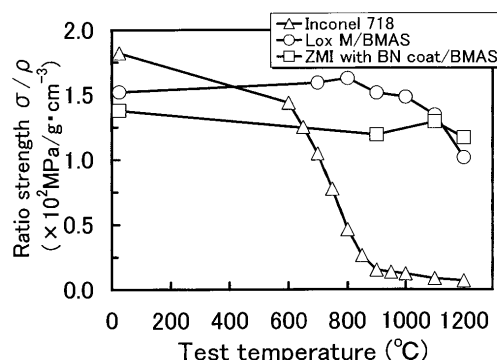


図 4.5 CMC ファスナ比強度特性

MPa の高強度であることを確認している。破壊状況を示した図 4.3 によると、かん合部での強度低下時に見られるねじせん断破壊はなく、複合型ファスナの健全性が確認できた。また、高温特性が良好であることを確認している ZMI 繊維に、BN (窒化ホウ素) コーティングを外周層に形成したファスナを試作した。その結果、1200°C で約 15% の強度の増加を確認し、目標強度を満足する CMC ファスナの設計技術を確認した。

4.3.2 疲労特性

航空機用ファスナでは、通常、疲労荷重比が約 0.45 ~ 0.55 ($=F_s$ (疲労荷重)/ T_s (破断荷重)) の条件下において平均 65,000 サイクルの耐久性を要求される。図 4.4 に $F_s/T_s = 0.36 \sim 0.72$ に設定したときの、CMC ファスナの疲労試験結果を示す。これによると、65,000 サイクル時の疲労荷重は 241 MPa となり、破断荷重の 58% に相当する良好な疲労特性であることが確認できた。

4.3.3 重量低減特性

CMC ファスナの比強度特性を図 4.5 に示す。Lox M/BMAS ファスナでは 400°C、ZMI/BMAS ファスナでは 650°C を超える温度での使用により、Inconel 718 ファスナと比較してそれぞれ比強度の優位性を確認した。また、重量低減特性を示した図 4.6 によると、Lox M/BMAS

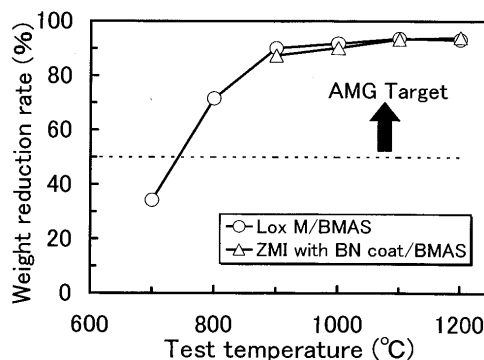


図 4.6 重量低減特性

ファスナでは 750°C を超える温度での使用から 50% を超える重量低減効果を達成できた。

4.4 まとめ

1200°C 級の高比強度 CMC ファスナの設計技術を確認するという目標を達成した。本研究で得た CMC ファスナはガスジェネレータへの適用に限らず、材料の優れた耐食性能と合わせて、他の一般産業分野への応用可能性も期待できると考えられる。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

高速高負荷圧縮機の研究

野原 隆樹^{*1}

NOHARA Ryuki

水田 郁久^{*1}

MIZUTA Ikuhisa

藤井 功^{*1}

FUJII Isao

キーワード：圧縮機，遷音速圧縮機，2重斜め衝撃波翼型，衝撃波，金属複合材

Compressor, Transonic Compressor, Double Oblique Shock Airfoil, Shock Wave, MMC

1. はじめに

低燃費，小型軽量化が要求される次世代のガスジェネレータにおいては，圧縮機要素の軽量化が求められており，複合材料の適用が注目されている。動翼に高比強度のMMC材（Metal Matrix Composite）を適用した場合，従来と比較して，より高速回転が可能になるため，段当たりの圧力比を増加させることができる。このため，圧縮機の段数を削減でき，圧縮機要素の軽量化，並びに部品点数削減によるコスト低減にも大きく貢献できる。しかしながら，翼の周速度が増加するために，動翼の相対流入マッハ数が上昇し，翼列内部に強い衝撃波が生じる。このため，衝撃波損失が増大して作動効率が大幅に低下する問題が生じる。本研究では，この技術課題を解決するため，2重斜め衝撃波翼型を新たに考案し，試作試験にて実証した。

2. 圧縮機設計

2.1 研究目標

図1に年代に対する平均段温度上昇の動向と本研究の目標値を示す。既存の金属材料の強度的制約から，従来の平均段温度上昇レベルは40～45 K程度であるのに対し，本研究では，温度上昇を従来レベルから50%増加させることを目標とし，平均段温度上昇65 Kに設定した。また，図2に平均段温度上昇に対するポリトロピック

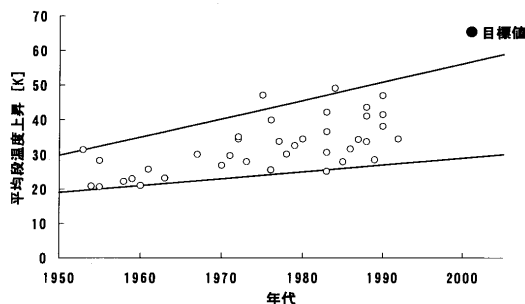


図1 軸流圧縮機の負荷動向

ク効率の動向および目標値を示す。従来レベルに対し2%の効率向上を目標として，平均段温度上昇65 Kでの効率目標値をポリトロピック効率88%に設定した。これらの目標値は，技術動向と比較して，革新性のある目標値であることが分かる。なお，この目標値は7段程度の多段圧縮機を想定しているが，本研究では，特に空力的な技術課題が多い前2段部分を研究対象としており，前段側の負荷を高くした段負荷配分を想定して，前2段部分の平均段温度上昇を72 Kに設定した。最終的な圧縮機仕様を表1にまとめる。

2.2 翼列設計

1) 2重斜め衝撃波翼

高速翼列に多く用いられる従来のMCA翼型（Multi Circular Airfoil）は図3に示すように，斜め衝撃波，および垂直衝撃波により，流れを音速以下にまで減速させている。ここで生じる衝撃波による全圧損失は，流入マッハ数の増大とともに加速度的に増加することが知られている。また，衝撃波自身の損失のみならず，衝撃波前後の急減速により，翼面境界層の剥離が生じ，損失を増加

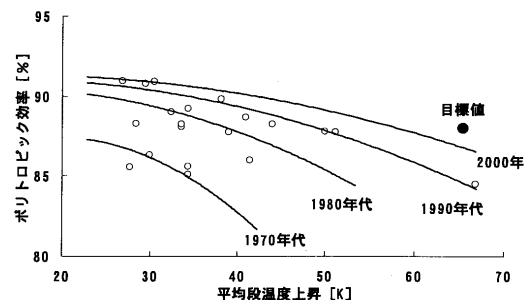


図2 軸流圧縮機の効率動向

表1 圧縮機仕様

段数	2
圧力比	3.5
平均段温度上昇	72K
ポリトロピック効率	88%
初段動翼チップ周速	550m/s
初段動翼チップ相対流入マッハ数	1.6

原稿受付 2002年2月28日

*1 石川島播磨重工業(株) AMG 兼任研究員

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

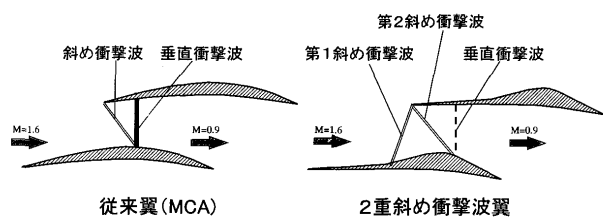


図3 衝撃波パターン比較 (概念図)

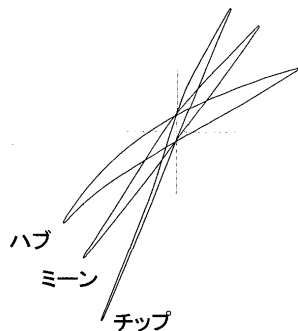


図4 翼断面形状

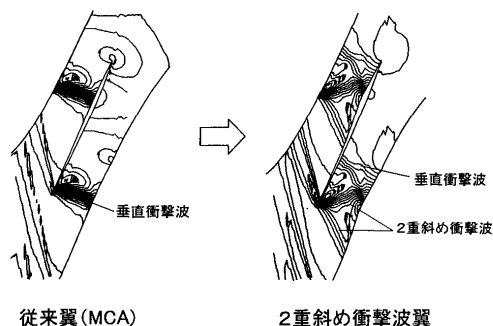


図5 衝撃波パターン比較 (数値解析結果)

させる。従来の圧縮機動翼チップの相対流入マッハ数は1.3~1.4程度であったのに対し、本圧縮機では1.6まで増加するため、従来翼のままでは、効率が大幅に低下する問題が生じていた。これに対し2重斜め衝撃波翼型は、図3に示すように翼負圧面にランプ部を設けて、意図的に斜め衝撃波を発生させて、2重の斜め衝撃波パターンを形成させる。このため、流れが段階的に減速されて、垂直衝撃波直上流のマッハ数を低くできるため、翼全体の全圧損失を低減できる効果がある。

2) 設計および数値解析結果

2重斜め衝撃波翼型を初段動翼に適用して翼設計を実施した。設計には3次元粘性数値解析を用いて、衝撃波パターンを予測し、翼全体の全圧損失が最適になるように、第1斜め衝撃波の角度を設定した。図4にチップ、ミーン、ハブ各断面の翼型を示す。また、3次元粘性数値解析により求めた90%スパン付近での衝撃波パターンの比較を図5に、翼面マッハ数分布の比較を図6に示す。従来翼では強い垂直衝撃波が生じているのに対し、2重斜め衝撃波翼では、設計の意図する衝撃波パターンが形成され、垂直衝撃波を弱める効果が確認できる。

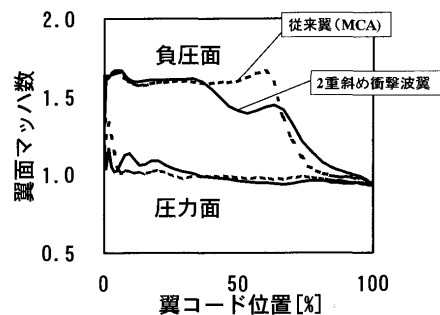


図6 翼面マッハ数分布比較

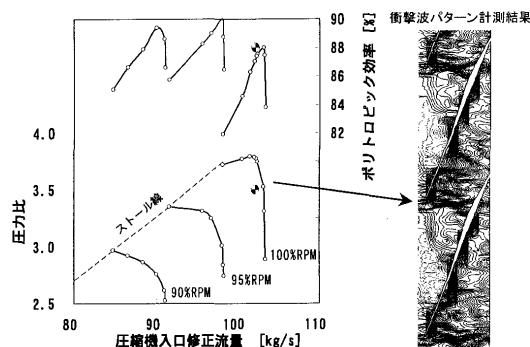


図7 圧縮機性能試験結果

3. 空力性能試験

3.1 供試体概要

適用した2重斜め衝撃波翼の効果を把握するため、圧縮機要素試験を実施した。圧縮機はガスタービンにより駆動され、圧縮機出口側に設けたバルブを遠隔操作して圧縮機の性能特性を取得した。入口、出口の全圧、全温の半径方向分布の他に、翼列間に全圧、全温計を挿入し、各翼列特性を取得した。またケーシング内壁に、非定常圧力計を軸方向に配列し、動翼チップでの衝撃波パターン計測を行った。なお、本圧縮機は空力性能試験を目的としているため翼、ディスクともチタン材にて製作しており、MMC材は用いていない。

3.2 試験結果

図7に圧縮機全体性能特性の計測結果を示す。設計回転数において、所定の流量、圧力比が得られ、ポリトロピック効率88%の目標値を達成した。さらにストール余裕については設計回転にて、13.5%と実用レベルの作動範囲を有していることが確認された。また、設計点付近の衝撃波パターン計測結果(図7)により、意図した衝撃波パターンが得られていることが確認できる。

4. まとめ

圧縮機軽量化のため、MMC材の適用を想定した高速回転により、段当たりの温度上昇を増加させて段数を削減できる反面、高速回転による動翼流入マッハ数の増加がもたらす衝撃波損失の増大を、2重斜め衝撃波翼の適用により解決し、衝撃波損失が低減できることを要素試験にて確認し、2重斜め衝撃波翼の有用性が実証できた。

特集：先進材料利用ガスタービン技術開発

革新燃焼器の研究

藤 秀実^{*1}

TOH Hidemi

池崎 隆司^{*1}

IKEZAKI Takashi

今村 亮^{*2}

IMAMURA Akira

キーワード：ガスタービン燃焼器，低 NOx 燃焼器，希薄予混合燃焼

Gas Turbine Combustor, Low NOx Combustor,

Lean Premixed Prevaporized Combustion

1. マルチプル燃料噴射弁方式燃焼器

1.1 はじめに

AMG の三大目標の一つに掲げられた窒素酸化物 (NOx) を従来燃焼器の 70~80% に低減することを目標に液体燃料焚き低 NOx 燃焼器の研究・開発を行った。NOx 低減の方法としては火炎温度を下げる希薄燃焼，予混合燃焼方式などが用いられる。運転中の航空用ガスタービンの低 NOx 対策としては希薄燃焼方式が既に採用されており，NOx は従来燃焼器に対し 40~50% 低減されている。より NOx を低く抑えるため，ここでは希薄予混合燃焼方式を用いた。希薄予混合燃焼方式は NOx 低減には有効である一方，アイドル等の低出力時の燃焼効率の低下及び高出力時の逆火・自着火や燃焼振動防止と低 NOx 化の両立など解決すべき課題がある。これらの課題に対処するため，AMG 瑞穂分室ではマルチプル燃料噴射弁方式燃焼器を考案した。ここではまずこの燃焼器の特徴を述べ，低 NOx 化達成確認のため行った試験結果について述べる。

1.2 マルチプル燃料噴射弁方式燃焼器の特徴

マルチプル燃料噴射弁方式燃焼器⁽¹⁾は図 1.1 および図 1.5 に示すようにメイン噴射弁とパイロット噴射弁を有し，パイロットの周りにメイン噴射弁が配置されている。メイン噴射弁はエアブラスト噴射弁と予混合管を組み合わせ，NOx 低減に有効な希薄予混合火炎を形成する。パイロット噴射弁はエアブラスト噴射弁を適用し拡散火炎を形成する。パイロットドーム内部から火炎を形成し，熱と活性化基を予混合火炎に供給する。

低出力時は燃焼器入口の温度，圧力及びメイン噴射弁の燃料流量も少なく，希薄予混合火炎の保持は困難である。このため図 1.2 に示すように出力に応じた燃料ステージングを行い，アイドル等の低出力時にはパイロット噴射弁のみ使用し，燃焼効率の低下を抑えている。

更に燃焼効率確保と低 NOx 化両立のためパイロット噴射弁とメイン噴射弁配置の適正化試験を行った。メイ

ン噴射弁当量比 ϕ_m (燃料と空気の流量比で，燃料流量が増加すれば当量比が大きくなる) に対する，燃焼効率 η_b と EINOx (1 kg の燃料が燃焼した時に発生する NOx 量) を図 1.3 に示す。パイロットドームとメイン噴射弁の距離を離していくと燃焼効率 η_b の低下のみならず，NOx も増加する結果となった。またパイロット火炎とメイン火炎の干渉状態を変えるため，パイロットドームを末広型にした形態とメイン噴射弁を内側に傾けた形態について試験したが，パイロットドーム末広型が η_b ，EINOx 両立の点でよいことがわかった。

1.3 セクタ試験結果

高温・高圧時の低 NOx 化達成の確認，逆火・自着火，振動燃焼防止の確認を行う目的で 2.9 MPa までの燃焼試験を行った⁽²⁾。前節で述べた適正に配置されたメイン及びパイロット噴射弁を組み込んだ 1/6 セクタ模型供試体を図 1.4 に示す。メイン噴射弁及びパイロット噴射弁の詳細構造を図 1.5 に示す。メイン噴射弁は高出力時逆火・自着火を抑えるため，中心部空気は直進流とした。

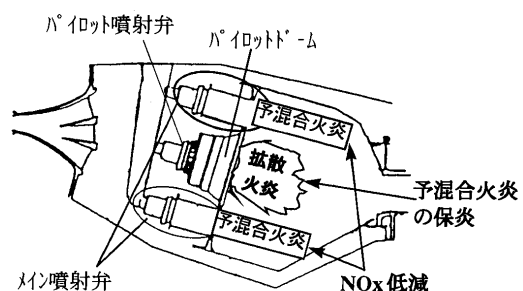


図 1.1 マルチプル燃料噴射弁方式燃焼器

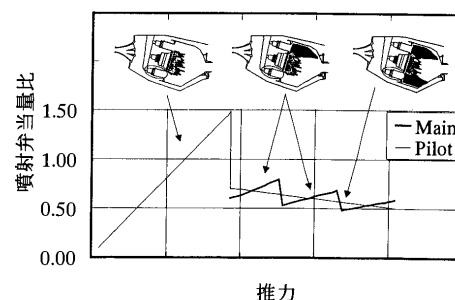


図 1.2 燃料ステージングスケジュール

原稿受付 2002 年 2 月 28 日

*1 石川島播磨重工業(株) AMG 兼任研究員

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

*2 川崎重工業(株) AMG 兼任研究員

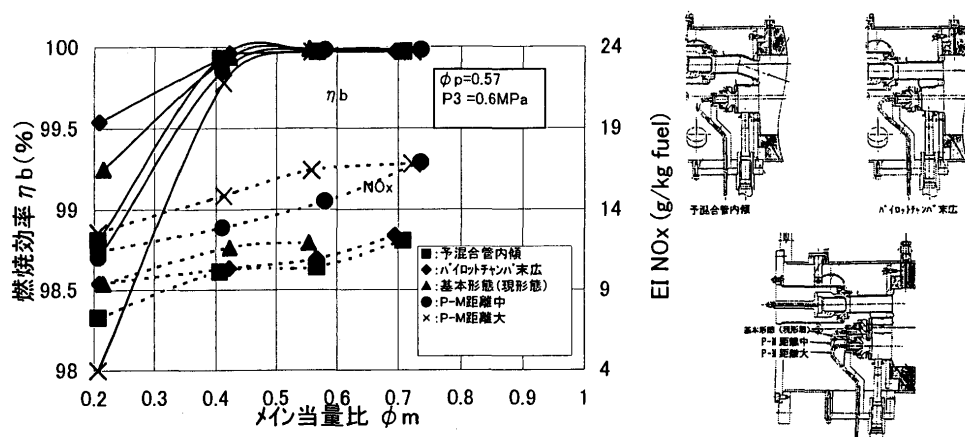


図 1.3 パイロット／メイン組合せ結果

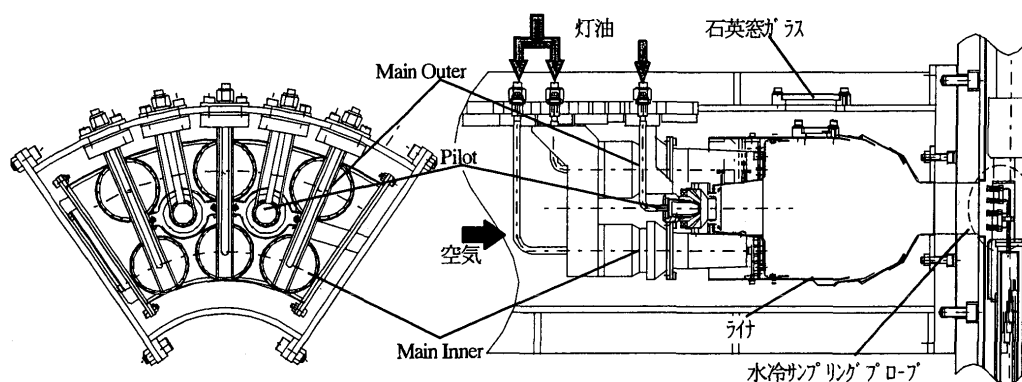


図 1.4 高温高圧燃焼試験 供試燃焼器

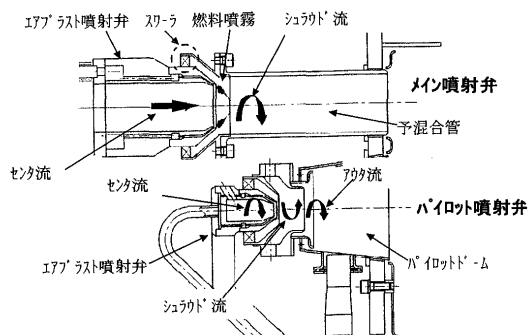
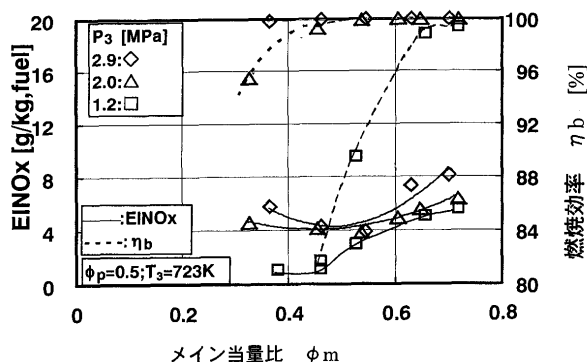
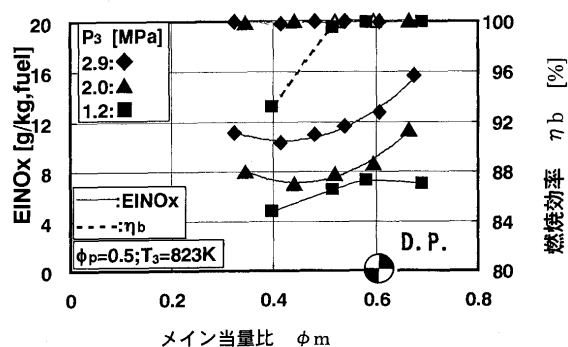


図 1.5 メイン噴射弁、パイロット噴射弁

また燃焼器ライナは金属製で、希釈空気孔及び冷却空気孔を持っている。燃料（灯油）供給系は設定流量を各噴射弁に正確に供給するためメインとパイロットの2系統に分けられ、各々独立に制御される。燃焼効率及び NO_x 排出量は水冷サンプリングプローブを用いて燃焼器出口における燃焼ガスを採取し算出した。燃焼器内部の様子は側面の石英ガラス窓からビデオカメラにより記録・観察される。これと予混合管外壁の温度計測、予混合管内の圧力変動計測を合わせ、逆火・自着火及び燃焼振動の監視を行った。

図 1.6 及び図 1.7 にメイン噴射弁当量比 ϕ_m の NO_x 及び燃焼効率 η_b に与える影響を示す。なおパイロット噴射弁の当量比 ϕ_p は 0.5 一定である。図 1.6 の燃焼器入口空気温度 $T_3=723\text{ K}$ の場合、 ϕ_m が 0.5 以上では ϕ_m の増加につれ、 $EINO_x$ は増加する。また燃焼器入口圧力 P_3 が増加するにつれ $EINO_x$ も増加する。 ϕ_m が 0.5 以上では η_b はほぼ 100% になっている。図 1.7 に $T_3=823\text{ K}$ の場合を示す。この場合 NO_x について $T_3=723\text{ K}$ と比較し、 P_3 の増加に伴う NO_x の増加が大きくなっている。本燃焼器の設計点では $\phi_m=0.6$ であり、 $T_3=823\text{ K}$ 、 $P_3=2.9\text{ MPa}$ での $EINO_x=13\text{ g/kgfuel}$ であった。なおもし CMC ライナを用いると冷却空気が不要で、設計 ϕ_m がより小さくでき、 NO_x は今回の結果以上に低減できる。また ϕ_m が 0.6 以上の時 ϕ_m と $EINO_x$ の関係を詳細にみると、 P_3 が低い時には ϕ_m の増加に対し、 $EINO_x$ の増加が少ないようだ。一方 P_3 が増加するにつれて $EINO_x$ は急激に増加する。この NO_x 特性は本燃焼器が希釈空気孔を持っていることに起因している可能性がある。即ち P_3 、 T_3 が低く、 ϕ_m が大きくなると火炎が長くなり、 NO_x が発生する高温領域が希釈領域に伸びる。このため ϕ_m が増加しても希釈空気で高温空気が冷却され、 NO_x がそれほど増加しなくなると考えられ

図 1.6 高温高圧試験結果 ($T_3 = 723 \text{ K}$)図 1.7 高温高圧試験結果 ($T_3 = 823 \text{ K}$)

る。逆に P_3 , T_3 が高いと火炎が短くなり希釈空気の影響を受けず, ϕ_m が増加につれ NO_x が増加する本来の特性になると考えられる。

図 1.8 に従来燃焼器に対する NO_x 低減効果を示す。この図から, AMG の三大目標の 1 つである NO_x 低減率 70% 以上は達成されていることが確認できた。また NO_x 低減率は $P_3 = 2 \text{ MPa}$ と 2.9 MPa ではほぼ一定であることが分かり, 圧力がより高くなっても, 70% 以上の NO_x 低減率が期待できると考えられる。

本供試体はセクタ模型のため周方向の振動モードは必ずしもシミュレートできないが, 軸方向長さと同定格 ϕ_m から計算した軸方向一次モードの音響周波数は約 510 Hz である。予混合管内圧力の時系列変動と FFT 解析結果を図 1.9 に示す。圧力の時系列変動は極めて小さく, 平均値に対し $\pm 0.5\%$ 以内であり非燃焼時と変わらなかった。また FFT 解析によると軸方向共振周波数の 510 Hz を含む 350~700 Hz の範囲で大きなピークは認められない。また予混合管壁温は T_3 とほぼ同じであった。以上から本燃焼器においては逆火・自着火は試験範囲では発生しておらず, また燃焼振動も発生していないことが確認できた。

1.4 まとめ

AMG 三大目標の 1 つである NO_x 低減を達成し燃焼器の着火から定格までの広範囲で安定燃焼作動が可能なマルチプル燃料噴射方式燃焼器を考案した。2.9 MPa までの高温高圧試験を行い, 逆火・自着火及び燃焼振動

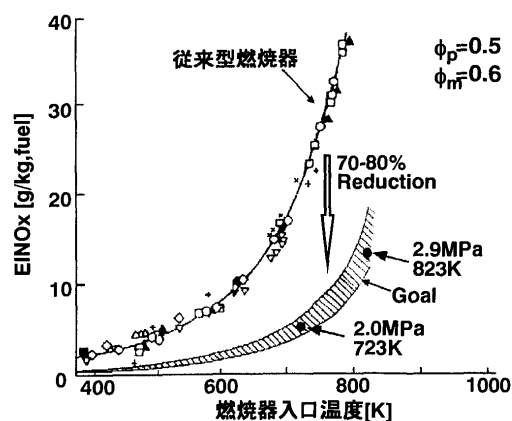
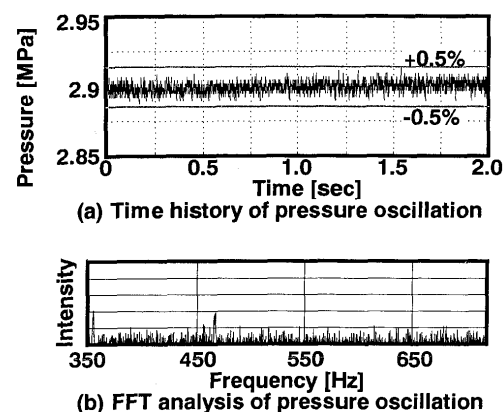
図 1.8 NO_x 削減率

図 1.9 圧力変動計測結果

を起こさず従来燃焼器に対し 70% 以上の NO_x 低減ができることを確認し, AMG の目標を達成した。

2. スワール燃焼方式燃焼器

2.1 はじめに

AMG の 3 大目標の中で「 NO_x 排出量 70~80% 削減」は燃焼器性能にのみ依存していると言っても過言ではない。飛躍的な低 NO_x 化を達成させる燃焼方式として希薄予混合予蒸発 (LPP) 燃焼方式とスワール燃焼方式を組合わせた燃焼方式を採用して, タービン入口温度 1873 K の高温条件で NO_x 排出量 70~80% 削減を図った。

スワール燃焼方式 LPP 燃焼器の概念図を図 2.1 に示す。本方式では, 40 枚のスワールペーンで形成される周方向に連続した流路内で燃料を噴射し, 微粒化・予混合・予蒸発させ, 周方向に均一に希薄燃焼させることにより, 局所高温領域の生成による NO_x 生成を抑制するとともに, 均一な燃焼器出口温度分布を達成する。また, 高負荷時の逆火・自着火に対応するために, 高応答の可変制御機構を搭載することを想定し, その研究も行った。なお, モデル燃焼器を用いた燃焼試験では, セラミック複合材による軽量耐熱部品の研究の中で試作した CMC/GMC ライナおよび TiAl スワールを用いた試験も行った。

2.2 均一希薄予混合技術

LPP 燃焼方式の NO_x 低減度合は燃料と燃焼用空気の子混合度合に大きく依存する。一方、スワール燃焼方式では周方向に均一な予混合気を得るために各スワール流路に燃料噴射筒を設置するため、その個数は多くなり、従来の燃料噴射弁に比べてコンパクトで単純な構造でなければならない。そこでまず、燃料噴射筒の断面形状、燃料噴射孔の向き、径、個数等を変えた数通りの燃料噴射筒を試作し、噴霧試験により局所当量比分布の均一化を図った。局所当量比分布の例を図 2.2 に示す。位置については 2 枚のペーンに挟まれた 1 スワール流路の周方向幅で無次元化してある。燃料噴射筒 A ではスワール壁に付着する燃料が多く、全計測範囲で設定当量比 0.7 より小さい当量比分布となっているが、燃料噴射筒 B では各位置で約 0.7 の一様な分布を示している。図は省略するが、径方向分布ではいずれの燃料噴射筒でも旋回による遠心力のためアウト側の当量比が大きくなっていた。最終的には燃料噴射筒 B に更なる設計変更を加えて燃焼試験に採用した。

2.3 安定燃焼技術

LPP 燃焼方式では燃焼領域の当量比が小さいため低負荷時には火炎が吹き消えやすいという課題がある。更に、スワール燃焼方式では、その下流で保炎に有効な逆流領域を形成する燃料噴射弁を持たないため、高負荷時においても保炎性能が懸念される。そこで、スワール燃

焼方式の成立性を確認するため、噴霧試験と並行して保炎性能を調査した。図 2.3 に供試体例の断面を示す。

保炎性能試験の初期段階では理想的な予蒸発混合気を得られた場合を想定して、液体燃料（灯油）の代りに気体燃料（メタン）を用いた。メタンを用いた試験にて、本燃焼器ではスワール出口のアウト側に副次的に形成される逆流領域にて保炎が行われ、安定な燃焼を行える条件が存在することを確認した。また、燃料噴射筒のアウト側からのみ燃料を噴射してこの逆流領域内の当量比を高めることが、安定燃焼範囲の拡大に有効であることを確認した。しかしながら、液体燃料を用いた場合には理想的な予蒸発が行われず、アウト側から噴射した燃料も逆流領域へあまり進入せずに燃焼器出口へ貫通してしまい、安定燃焼範囲の拡大を図れなかった。そこで、図 2.3 に示すように圧力噴霧式燃料噴射弁を追加し、燃料の一部を逆流領域へ直接供給して逆流領域内の当量比を高めることで十分な安定燃焼範囲を確保した。以下、スワール流路へ供給する燃料をメイン燃料、逆流領域へ供給する燃料をプライマリ燃料と呼ぶこととする。

2.4 排ガス特性

続いて理想的なメイン予混合気を得られた場合を想定して、燃焼効率および NO_x 排出量の評価を行った。図 2.4 に示すように、スワールよりも上流で微粒化性能の良好な圧力噴射弁を用いて周方向に灯油燃料を噴射する

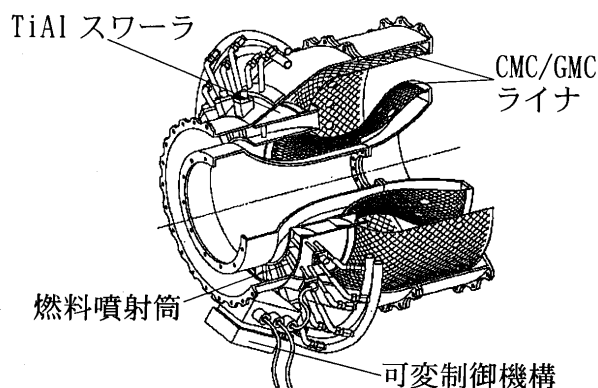


図 2.1 スワール燃焼方式 LPP 燃焼器

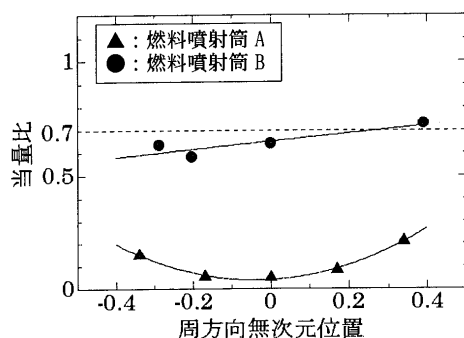


図 2.2 局所当量比分布

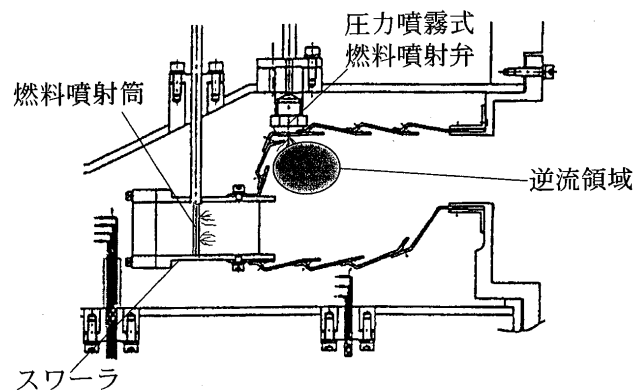


図 2.3 保炎性能試験供試体（例）

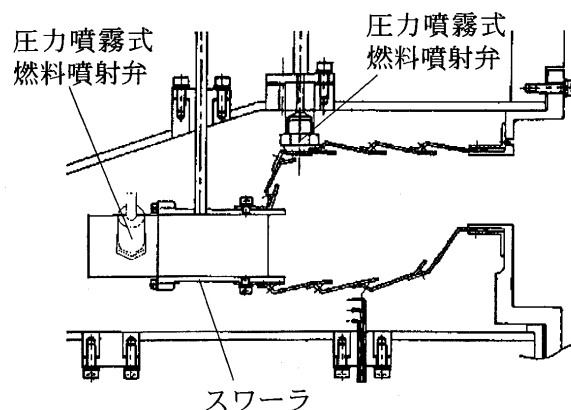


図 2.4 排ガス特性計測試験供試体 A

ことで、理想的な予混合気を形成した。メイン燃料は低 NO_x 化のためにLPP燃焼させるが、プライマリ燃料は拡散燃焼させるため、その流量割合は燃焼効率および NO_x 排出量に影響を及ぼす。そこで、プライマリ燃料流量の全燃料流量に対する割合 (W_{fp}/W_f) を変化させて、燃焼効率、 NO_x 排出量を調査した。本試験の入口空気温度は798 Kであるため、 NO_x 排出目標値は8~12 g/kg fuelである (図1.8参照)。図2.5の白抜きで示すように、十分な燃焼効率を確保するには $W_{fp}/W_f > 0.4$ とする必要がある、この時の NO_x 排出量は目標を満足しなかった。

燃焼領域温度を下げて NO_x 排出量を減らすため、燃焼領域当量比を下げた。これにより燃料は燃え難くなるため、より積極的に循環領域を形成するために循環領域へ直接供給する燃料噴射弁を圧力噴霧式のものから気流微粒化式のものへ変更し、ライナ総開口面積を小さくして微粒化部空気流速を上げた。これらの設計変更を施した供試体Bを図2.6に示す。なお、燃料噴射筒も空気流入速度の増大を考慮した設計とし、本試験では理想的な予混合気を想定せずに燃料噴射筒を用いた。その結果、図2.5の黒塗りで示したように、 $W_{fp}/W_f = 0.4$ とすることにより十分な燃焼効率を確保し、80%以上の NO_x

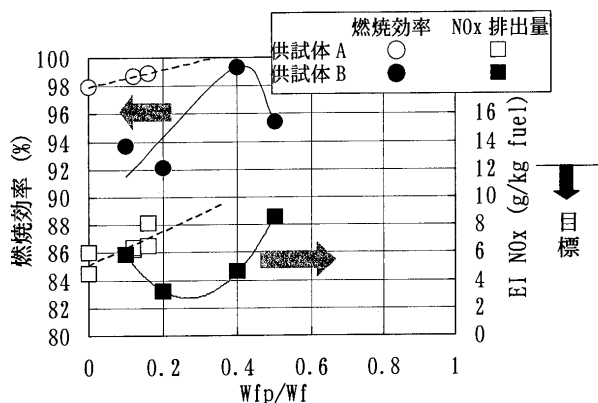


図 2.5 排ガス特性

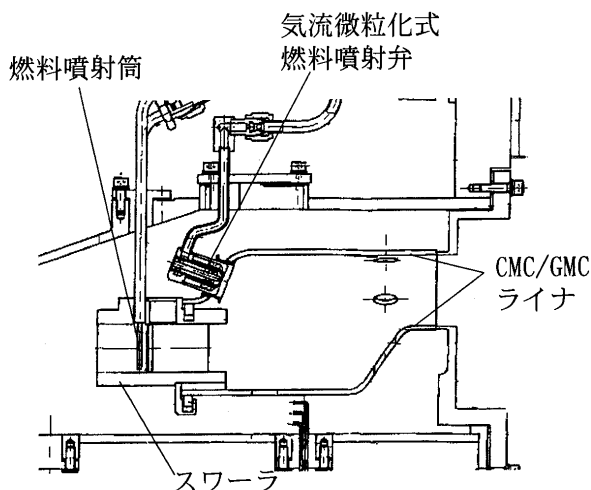


図 2.6 排ガス特性計測試験供試体 B

低減を達成した。

2.5 逆火・自着火回避技術

本燃焼器に想定されている作動条件は高温・高圧であるためLPP燃焼では逆火や自着火の起こる可能性がある。本研究では逆火・自着火が起こった際に、メイン燃料を減らしてプライマリ燃料を増やすことで速やかに回避するための高応答可変制御機構の研究も行った。

可変制御機構の基本構成を図2.7に示す。高応答を得るためにアクチュエータそばに電子制御部を置いて逆火・自着火回避のフィードバック制御はこの電子制御部で行い、通常の燃料制御は光ファイバケーブルにより接続されたFADEC等の上位システムにより行う構成とした。

2.5.1 可変制御機構単体機能試験

可変制御機構の開発は高温、振動環境下で高速かつ正確に演算を行う電子制御演算部の試作から開始した。試作した電子制御部に仮のアクチュエータを取付け、無負荷でその応答性・位置精度等確認した後、負荷を加えて応答性の評価を行った。当初はフィードバック周期を早めると演算結果が振動する等の問題が生じ十分な応答性が得られなかったが、フィードバック方法や演算順序の工夫により最終的には60 Hzにも及ぶ応答性が得られた。図2.8に燃料流量制御弁駆動用アクチュエータの周波数応答特性を示す。

2.5.2 高温環境下での動作試験

単体機能試験で応答性を確認した可変制御機構を燃焼器供試体に取り付けて、高温環境下での動作確認を行った。動作確認に先駆けて、事前の燃焼試験で燃焼器供試

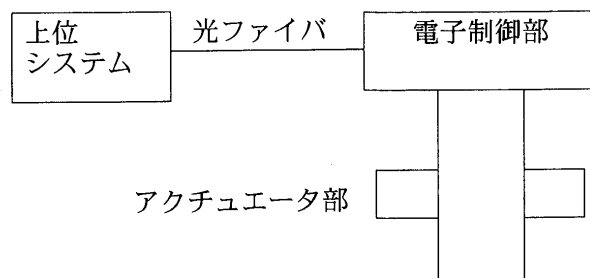


図 2.7 可変制御機構基本構成

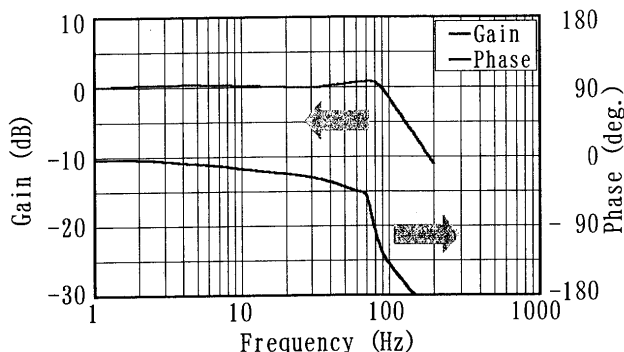


図 2.8 単体機能試験での周波数応答特性

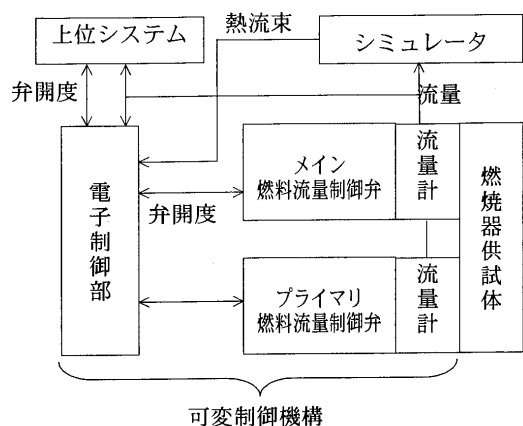


図 2.9 可変制御機構動作評価システム

体各部の温度、圧力などの定常データおよび過渡データを取得し、それらを基に燃焼器シミュレータを構築した。燃焼器供試体、可変制御機構供試体、燃焼器シミュレータを図 2.9 に示すように接続し、シミュレータ内で逆火を起こさせて、その信号を可変制御機構供試体へ入力した。逆火・自着火を検出するセンサとしては、スワール流路壁への熱流束を検出する熱流束センサを想定している。

燃焼器シミュレータ内の空気流量を減らした直後の熱流束シミュレーション値、燃料流量制御弁開度を図 2.10 に示す。空気流量の減少によりスワール流路内の流速が遅くなるとともに予混合気当量比が大きくなり、シミュレータ内で逆火が起こりスワール流路壁への熱流束が増大している。熱流束値の急上昇を受けて電子制御部が逆

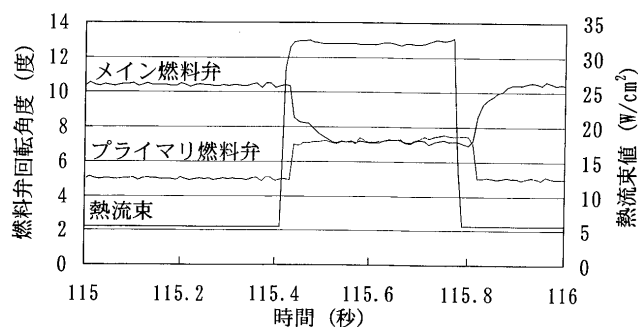


図 2.10 逆火回避制御試験結果

火と判断し、回避制御の設計通りに供試体のスワール流路内で燃料を噴射するメイン燃料流量制御弁が僅かに閉じ、出口空燃比を保つために循環領域へ直接燃料を供給するプライマリ燃料流量制御弁が僅かに開くことが確認できた。また、燃料流量配分の変化が燃焼器シミュレータへ入力されることで、シミュレータ内の逆火が回避され熱流束値が元に戻ることが確認できた。

2.6 まとめ

周方向に均一で希薄な予混合気を得るため、スワールペーン間に配置する燃料噴射筒の最適化から着手し、セクタ燃焼器による燃焼試験、アニュラ燃焼器による燃焼試験と研究を進めた。燃焼試験では出口温度 1600℃ の条件で従来型燃焼器に比較して 70% 以上の NO_x 低減を確認した。また、逆火・自着火から速やかに回避するための可変制御機構の開発も並行して実施し、燃焼環境下での設計通りの動作を確認した。

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

高負荷タービンの試験研究

河内 幸雄^{*1}

KAWACHI Yukio

清水 邦弘^{*1}

SHIMIZU Kunihiro

野上 龍馬^{*1}

NOGAMI Ryouma

キーワード：タービン，高負荷，高膨張比，ワイドコード

Turbine, Highly Loaded, High Expansion Ratio, Wide Chord

1. はじめに

先進材料利用ガスジェネレータ研究所（AMG）は、ガスタービンに複合材料等の先進材料を利用することにより、燃費低減20%、重量低減50%、Nox削減70%の課題を解決するための革新技术の研究開発に取り組んだ。そのため、タービンにおいては、段数の削減と効率向上が同時に要求される。ガスタービンの高性能化により全体圧力比は高くなるにもかかわらずタービン段数が削減されるため、必然的に段当たりの膨張比及び負荷が高くなる^①。従って、当研究所では高負荷タービンの性能向上を狙った試験研究を実施した。

高負荷高膨張比タービンの研究報告は少ないが、最近の事例を見てみると、負荷係数2.2、圧力比5.0の単段タービンで効率が82%の報告例^②があり、高効率達成が非常に難しいことを示唆している。

高負荷高膨張比タービンの問題を洗い出すと、代表として次の2項目が挙げられる。

- 1) 高負荷については、動翼の転向角が大きくなり、ガス通路内部に発生する2次流れが強くなり損失が増大する。
- 2) 膨張比が3.0より高くなると、翼前縁部、後縁部で衝撃波が発生し損失が増大する。

従って、2次流れと衝撃波の制御が重要な課題となる。

当研究所では、高負荷・高膨張比の対策を盛り込んだ高負荷・高膨張比単段タービンを設計し、当該タービンの空気タービン試験を実施して目標効率を達成した。本稿では、本研究で実施した研究概要について紹介する。

2. 高負荷タービンの空力回転試験⁽³⁾

2.1 目標性能の設定

最新のターボファンエンジンの2段高压タービンをAMGで開発する材料を適用して単段にした場合を想定して表1に示す仕様を設定した。

2.2 2次元翼列試験

高負荷高効率の高压タービンとして最適な反動度を求めるため、図1に示す反動度の異なった動翼3ケースに

ついて設計し損失予測を行った。設計結果から、反動度が最も小さく動翼の流出速度の遅いケースの性能が最も良いと予想された。また、図2に示す2次元翼列試験の結果と設計を比較すると、損失の絶対値の予測法に改良の余地はあるが、予想通り反動度の最も小さいケースの損失が低かった。流出角の予測は両者で良く一致した。さらに、試験結果と流れ解析を比較すると、翼面マッハ数分布は腹側の分布とピークマッハ数位置について良く一致し、設計ツールとして有効であることを確認した。

表1 タービン仕様

負荷係数	2.1
膨張比	4.0
断熱効率	89.2%

	静翼	動翼
S/C	0.70	0.60
転向角	75.38	123.13
S/C:=(翼間隙間)/(翼コード長)		

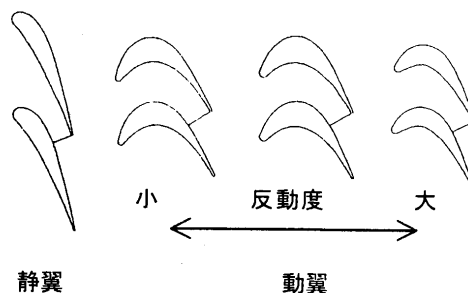


図1 2次元翼列試験の供試翼

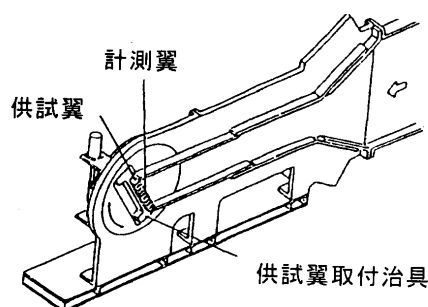


図2 2次元翼列試験の試験装置

原稿受付 2002年2月28日

*1 三菱重工業(株) AMG 兼任研究員

〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200

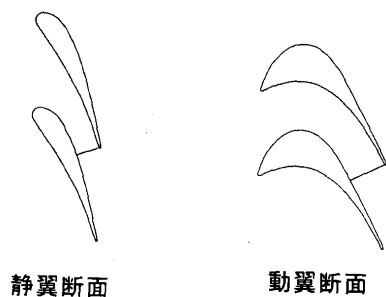


図3 翼断面形状

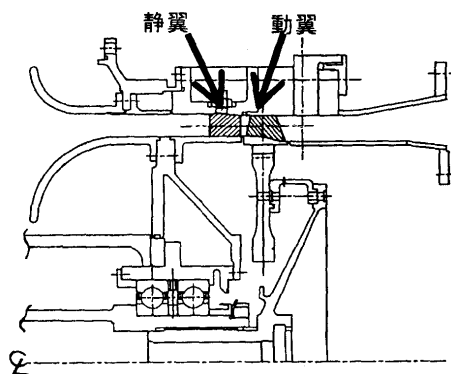


図4 空力回転試験装置

表2 空力回転試験結果

項目	設計値	最終試験
修正回転数	100.0rpm	99.7rpm
修正流量	100.0%	99.3%
膨張比	4.00	4.07
負荷係数	2.1	2.1
断熱効率	89.2%	89.6%
反動度	0.313	0.288
試験クリアランス	0.3mm	0.3mm

2.3 空力回転試験

2.3.1 供試翼

2.2項で検証した設計ツールを使って表1の仕様のタービン翼列を設計した。反動度は0.3レベルと低めに設定した。設計した動静翼の翼断面形状を図3に示す。

2.3.2 試験装置

設計した単段タービンの性能を確認するため、図4に示す空力回転試験装置を製作した。

2.3.3 目標性能達成までの流れ

各試験毎にフローパターンの逆解析を行い問題点の洗い出しをした。その検討結果を踏まえて静翼及び動翼の改良設計を実施した。2回の環状翼列試験及び3回の空力回転試験を経て最終目標性能を達成した。最終試験の結果を表2に示す。各試験と改良設計のポイントを纏めたフローチャートを図5に示す。

2.3.4 ワイドコード翼の有効性確認

高効率化のために本研究で適用したワイドコード翼の

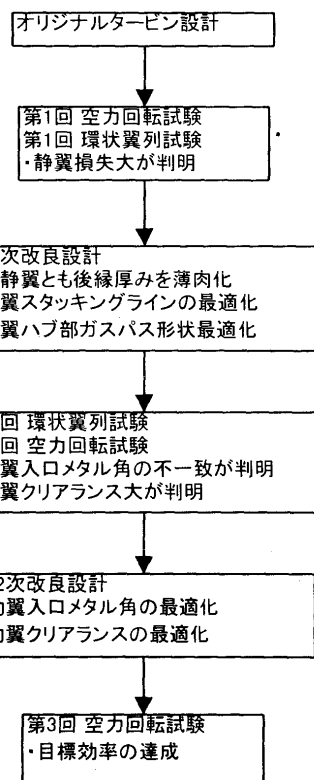


図5 フローチャート

表3 タービン仕様比較

	その1	その2
負荷係数	2.1	2.1
計測効率	89.6%	87.4%
ボス比	0.891	0.785
静翼 S/C	0.65	0.80
動翼 S/C	0.69	0.80

有効性確認のため、S/Cの小さいタービン仕様で空力回転試験を実施した。表3にその結果を示す。S/Cを適度に小さく設定することが、高負荷タービンの高効率化に有効であることが確認できた。

3. まとめ

当研究所で行った高負荷タービンの試験研究の概要を示した。高負荷タービン高効率化の1つの手法として、翼のワイドコード化が有効である知見が得られた。

引用文献

- 1) 山本孝正, 「超高負荷タービンの研究」, 平8, 近未来航空技術研究報告会, pp 51-54
- 2) Vlastic, E. P., Girgis, S., Moustapha, S. H., ASME Paper 95-GT-233 (1995)
- 3) Y. Kawachi, K. Shimizu, R. Nogami, AIAA 2000-3639 (2000)

特集：先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

先進制御・計測技術の研究

中島 卓郎^{*1}
NAKAJIMA Takurou太原 信之^{*1}
TAHARA Nobuyuki黒崎 正大^{*1}
KUROSAKI Masahiro増田 精鋭^{*1}
MASUDA Seiei松永 易^{*1}
MATSUNAGA Yasushi中西 和雅^{*2}
NAKANISHI Kazumasa蜂屋 聡史^{*3}
HACHIYA Satoshi二村 理宇^{*3}
FUTAMURA Yoshitaka武藤 宏二^{*3}
MUTO Koji

キーワード：圧縮機，アクティブストール制御，燃料制御システム，燃料ポンプ，電動モータ，
光ファイバー，圧力センサー
Compressor, Active Stall Control, Fuel Control System, Fuel Pump, Electric Motor,
Optical Fiber, Pressure sensor

1. アクティブストール制御の研究

1.1 概要

ガスタービンエンジンの圧縮機は流入空気流量の減少に従って圧縮比の極大点近傍でローテティングストールという不安定状態へ急激に遷移し，激しい振動を伴う著しい効率低下を起こす。ストールを避けるために，通常はストール発生点から十分なマージンをもった作動点で運用しており，効率の高い低流量側の特性が十分に活かされていない。このような状況から，ローテティングストールの発生を検知し能動的にストールを抑制・制御するアクティブストール制御の研究が海外の研究機関を中心に行われてきた。

AMG の試験研究では将来の高速高負荷圧縮機のために必要と考えられるストール発生を事前に検出する技術（ストールセンシング技術）および不安定状態への遷移を抑制する技術（ストール抑制技術）を開発し，これらを適用した閉ループ制御試験で安定作動領域を低流量側に拡大可能なことを実証した。

1.2 ストールセンシング技術

従来は，動翼前方の壁面圧力を FFT 解析し，ロータ回転周波数からブレード通過周波数までの低周波数領域のスペクトル変動をモニタすることによりストールを検出するなどの方式が採られてきた。周波数解析では，完全にストール状態に遷移した後の状況は明確に判定できるが，ストール前兆はロータ数回転前にしか現れないため，回避のアクションをとることが困難である。

ストールに近づくとき，翼端の漏れ渦の影響で動翼近傍の壁面圧力に乱れが生じ始める。AMG では，この圧力変化を非定常で計測し，圧力波形を相関解析することにより漏れ渦の挙動を把握し，ストール前兆の検出をする方式を考案した。図 1.1 に，AMG 方式と従来方式（FFT 解析）の比較を示す。図は，設計点からストールまで連続的に流量を絞った際のオフライン解析結果である。AMG 方式は従来手法より数十倍早い時点でストール前兆の検出が可能であり，50～80 回転前（0.25～0.40 sec 前）にストール回避のフラッグを出力することができる。

本方式で採用している相関解析手法はストールの前兆をいち早く捕らえることが可能なことに加えて，FFT 解析と比較して計算負荷が少ないため，オンライン処理が容易である。DSP（Digital Signal Processor）を用いた信号処理装置を開発し，急激な流入空気の擾乱（インレットディストーション）を加えた過渡状態や高速圧縮機においてもオンライン・ストール検出が可能なことを確認している。

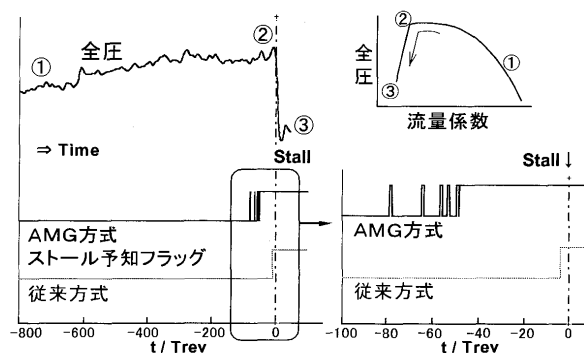


図 1.1 ストールセンシング方式の比較

原稿受付 2002 年 3 月 14 日

*1 石川島播磨重工業(株) AMG 兼任研究員
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

*2 神鋼電機(株) AMG 兼任研究員

*3 横河電機(株) AMG 兼任研究員

1.3 ストール抑制技術¹⁾

ストールを回避する技術として、AMG 独自方式であるハブストール方式を考案した。図 1.2 に示すように、ハブ近傍に設けたフラップを開いて人為的に小規模なスタンディングストール領域を発生させる。流入空気を翼端側に偏向して供給することにより翼端近傍の流れを活

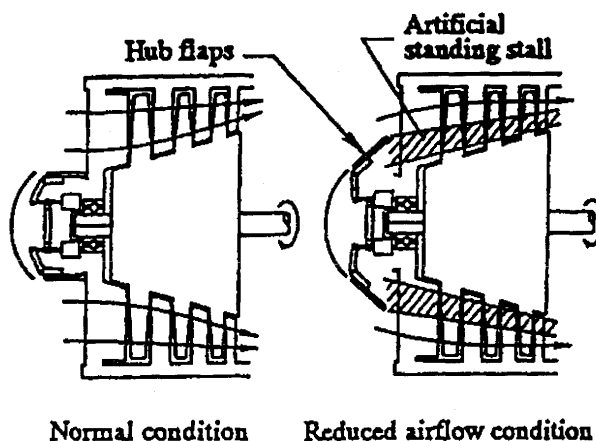


図 1.2 ハブストール方式の概念図

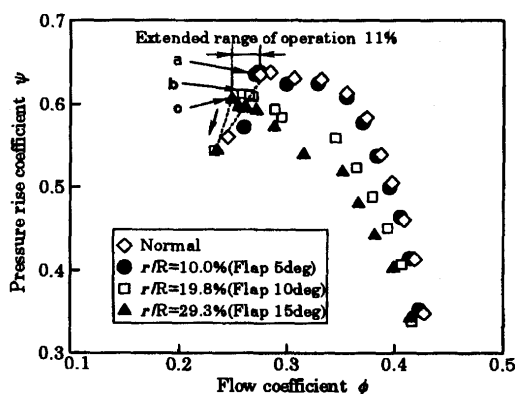
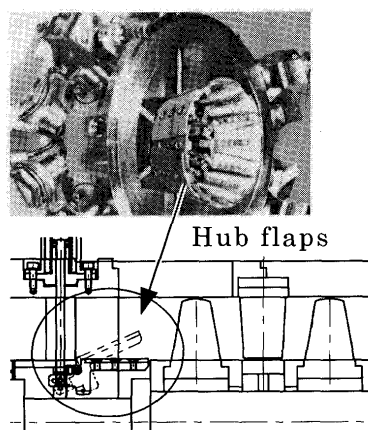


図 1.3 ハブストール方式による安定作動領域の拡大

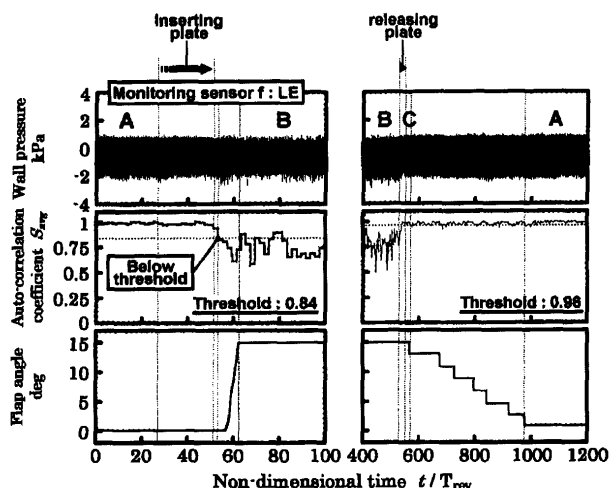


図 1.4 アクティブストール制御の実証試験結果

性化させ、ローターディングストールの発生を遅らせる方式である。人為的なストール領域と正常流れ領域が明確に分離され、ストール領域がチップ側に成長することなく圧縮機は安定に作動する。初段に形成されたブロック領域は後段へ継続するため、多段圧縮機においてもハブストール方式は有効である。

図 1.3 に 2 段形態圧縮機におけるハブストール方式の作動結果を示す。ハブフラップを開くことにより、ストール発生点が低流量側に移行し、圧縮機の安定作動領域が 11% 拡大されることが実証されている。

開発したハブフラップアクチュエータは、指令信号入力からの遅延時間を含み全開まで 50 msec の応答速度を有しており、ストール予知フラッグをもとに回避のアクションをとることが可能である。

1.4 アクティブストール制御²⁾

ストールセンシング技術とハブストール方式を組み合わせ、ストール回避が困難な状況の代表例であるインレットディストーションを加えた過渡状態で、閉ループ制御試験を実施した。圧縮機入口に遮蔽板（ディストーションプレート）を挿入し、フラップを動作させない場

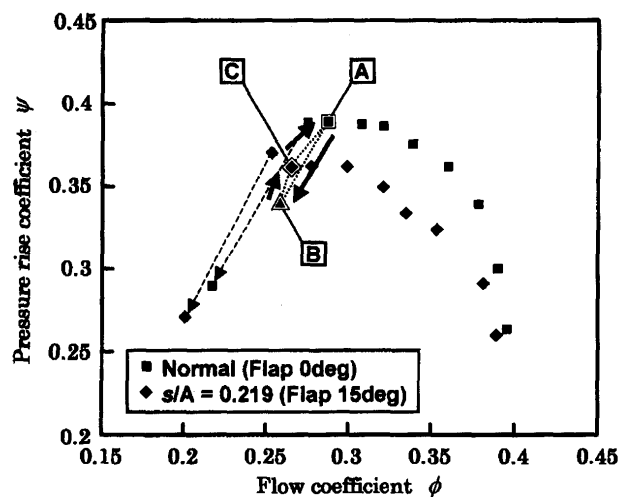


図 1.5 圧縮機作動状態の遷移

図 1.5 圧縮機作動状態の遷移

合にはストールが発生する運転条件で、アクティブストール制御が可能であることを実証した。

図 1.4 左図はプレート挿入時の過程を、右図はプレートを取り除き入口擾乱が解消された後の動作を示す。壁面圧力（上段）の信号をもとに相関値（中段）をオンラインで算出し、フラップの開度（下段）を制御している。

図 1.5 に、ストール制御の過程に対応した圧縮機の状態遷移を示す。プレート挿入により状態 A からストールへと遷移し始めるが、ストール前兆を示す相関値の変化をもとにフラップが開き、状態 B でストールが発生することなく圧縮機は安定に作動し続ける。入口擾乱が解消された状態 C では相関値は正常なレベルに回復し、ハブフラップは閉じて元の作動状態 A に戻っていることがわかる。

1.5 まとめ

圧縮機の安定作動領域を拡大するアクティブストール制御システム技術として、センシング技術とアクチュエーション技術を紹介した。

考案したハブストール方式は、第 33 回 AIAA にて ASME（米国機械学会）の最優秀論文賞を受賞しており、AMG 方式のオリジナリティは国内外で高く評価されている。また、センシング技術は従来方式よりも早い段階でストール予知が可能な特徴を有しており、燃料流量や抽気のコントロールと組み合わせた制御システムでも十分な効果を持つことが期待できる。

参考文献

- 1) N. Tahara, Y. Ohta, E. Outa, et. al., AIAA-97-2656, 1997.
- 2) N. Tahara, Y. Ohta, E. Outa, et. al., AIAA-2001-3623, 2001.

私の非定常圧縮機研究

大田 英輔*1
OUTA Eisuke

欧州では MW クラスの軸流機があちこちの大学に設置されている。パワーと共に速度域も遷音速の実機レベルにあり、研究成果には迫力がある。アーヘン工科大学名誉教授で本学会の名誉会員でもある Gallus 教授のジェットエンジン・ターボ機械研究所でも、5, 6 年前に拡散制御翼の 3 段遷音速機が設置され、CFD と実験の結果が見事に飾られている。常時 PhD を輩出し、多分 100 名を超える研究者が企業で活躍しているであろう。近年は多少縮小された感もするが、日本の大学とは随分に研究の環境が違う。

私がこの分野に足を踏み入れたのは平成に入ってからである。それまで、高速気流や衝撃波など基礎的な課題に精を出していた。回転機では、風力タービンの試作運転や、遠心送風機の騒音研究という程度であった。そんな素人が Gallus 教授の下に滞在したのであるから、毎日が圧縮機研究というよりも、研究生の仕事振りを観察したり、彼等のカルチャーに当惑したり感心したりという 1 年であった。その折、偶々訪問された田中英穂、有賀一郎両教授の運転手を務めたことから、私がこの学会に取り込まれることになったのである。

この世界で生きて行くにはという脅迫観念のもと

原稿受付 2002 年 3 月 28 日

* 1 早稲田大学理工学部機械工学科

〒169-0000 東京都新宿区大久保 3-4-1

に、取りあえずデブコンという材料を使って小型 3 段の軸流圧縮機を自製することから始めた。今までの仕事も活かす思いで、衝撃風洞をつないで圧縮波や膨張波を入れ、圧縮機の不安定挙動を調べることが出来るようにした。小回りのきく機械で、思いもかけず AMG プロジェクトでは旋回失速制御の研究に貢献したようである。非定常現象を理解するには、動・静翼干渉を含む多翼流れ解析にも着手することにした。同じ頃、助成を得て実エンジン仕様の単段機が設置されたが、その半周分について 2 次元解析を進め、旋回する大規模渦の流れ場を得ることが出来た。高流量から旋回失速そして回復の全経過がディスクに収まっている。

そして、Gallus 教授退官の記念講演会でこの失速構造を紹介したところ、始めてみる流れ場ということでも多に賞賛して頂いた。さらに、その場にこの学会から論文賞を頂くとの報せが届いたのは出来すぎたタイミングでもあった。欧州の大学の物量には比肩すべくもないが、私の圧縮機研究に意欲と喜びを与えた背景には、国内外の諸先生とのつながり、そして研究室を卒業された方々に支援された企業との連携が大きな位置を占めている。AMG プロジェクトは終了しても、ASME 論文賞受賞に名を連ねることが出来た旋回失速制御の研究が実用になるまで、同士の方々と絶えず議論を重ねて行きたい。

2. 電動モータ駆動燃料ポンプシステムの研究

2.1 はじめに

将来実用化される先進材料を適用した革新ガスジェネレータを用いたガスタービン制御には軽量で革新的な制御システムが必要となる。中でも重要な燃料制御システムについて基盤技術となる試験研究に取り組んだ。

2.2 革新制御システムの概念研究

2.2.1 要求事項

革新ガスジェネレータの省資源、環境適合性に対して設定した三大目標を達成するため、革新制御システムには以下の技術が要求されるものと考えた。

- (1) 小型・高効率モータを使用し、補機駆動用ギアボックスの無いギアボックスレス・システム技術
- (2) 低 NO_x 化実現のためのマルチプル燃料噴射弁方式燃焼器に対応したマルチプル燃料計量技術
- (3) 重量軽減 50% 以上

これらの要求を反映した革新制御システムの概念計画を図 2.1 に示す。

2.2.2 革新燃料システム設計

燃料ポンプにはギアポンプ（定容積型）と遠心ポンプ（定圧型）が一般に使用されている。定容積型ポンプは燃料吸い込みが可能な定格回転数の上限があり、一方、定容積型ポンプは低回転で吐出圧力が低く定格回転数に下限がある。

電動モータ駆動燃料ポンプ方式では、ガスジェネレー

タの作動状況によらずポンプ回転数を設定できる特徴がある。回転数をパラメータとして両方式のポンプに対して重量検討を行なった結果、定格回転数 40000 rpm の遠心ポンプとモータの組み合わせが軽量化の点から最適であることがわかった。図 2.2 に電動モータ駆動燃料ポンプ定格回転数と重量の関係を示す。

革新制御システムの構成要素ごとの詳細な重量検討を実施した結果、燃料ポンプはじめ潤滑油ポンプや機体システムを電動モータ駆動とすることによりエンジンのギアボックスが無くなったことが重量軽減に大きく寄与し、重量削減 51% が可能な見通しが得られた。そして、これらの構成要素の中で最も重要と考えられた「高速高出力の電動モータ駆動燃料ポンプと燃料計量システム」の試験研究に焦点を絞り試作研究を実施した。

2.3 電動モータ駆動燃料ポンプシステムの研究

2.3.1 電動モータ駆動燃料ポンプ仕様

電動モータ駆動燃料ポンプの成立性実証と革新制御システムによる重量削減 50% を実証するための研究課題は以下の 4 点であった。

- (1) 高速回転電動モーター一体型ポンプの成立性
- (2) モータ冷却を含む燃料システムのヒートマネジメント成立性
- (3) 高速遠心ポンプ成立性
- (4) 高速高出力モータ成立性

これらの課題を実証するために、図 2.3 に示す供試体

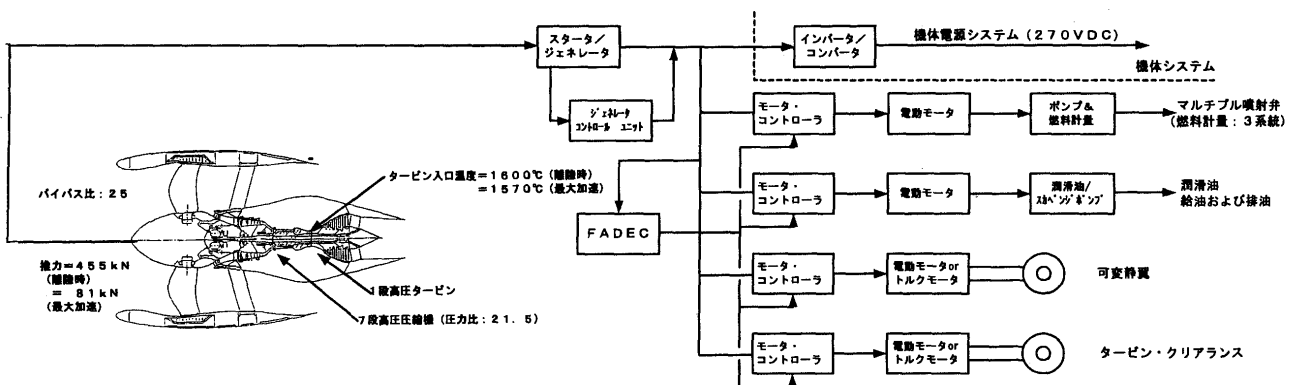


図 2.1 革新制御システムの基本構成

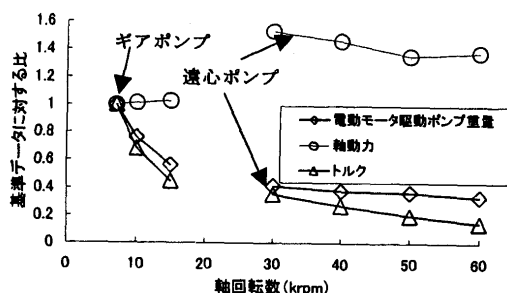


図 2.2 定格回転数と重量, 出力, トルクの関係

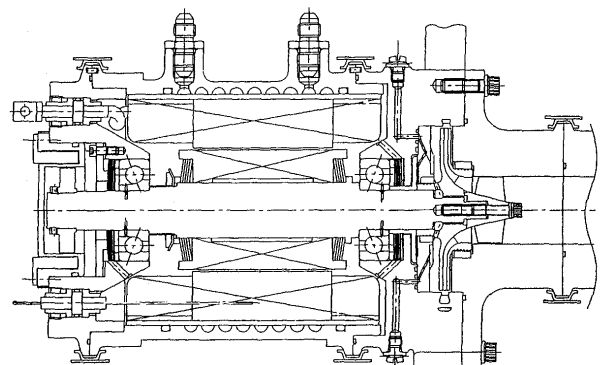


図 2.3 電動モータ駆動遠心燃料ポンプ計画図

を試作評価した。供試体の仕様は以下の通りであった。

- ・定格回転数 : 40000 rpm (677 1/sec)
- ・ポンプ定格吐出圧力流量 : 1340 psia (9.24 MPa)
- ・ポンプ定格燃料流量 : 20000 pph ($3.2 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3/\text{sec}$)
- ・遠心ポンプ定格効率 : 0.45 以上
- ・モータ定格軸出力 : 67 kW (参考)
- ・モータ効率 : 0.9 以上

2.3.2 システム構成要素の成立性

軽量化とモータの燃料冷却による潤滑油冷却システムの削減を実現するため、本研究で試作した電動モータ駆動燃料ポンプは以下の特徴を有している。

- ・バランスディスク機構 (ベアリング負荷軽減・小型化のためポンプスラストをキャンセルする)
- ・ベアリング内輪潤滑機構機構
- ・燃料によるモータ冷却機構

(1) 電動モータ駆動燃料ポンプの試験結果

40000 rpm の定格回転作動時にこれらの機構が健全に作動することを試験により確認できた。供試体の写真を図 2.4 に示す。また高速遠心ポンプは、定格性能と効率を満足することを確認でき、その結果を図 2.5(a)(b)に示す。使用した電動モータの詳細については次章「3. 高速電動モータとその制御の研究」に記述した。

(2) ヒートマネージメントの試験結果

燃料制御システムで使用する燃料は実用上温度の上限がある。温度の上限値は、燃料の物性や制御システムを構成するアルミ合金の時効処理温度、または、燃料システムの後流でガスジェネレータ本体で使用される潤滑油冷却に要求される温度により定まり最大で 150℃ 以下である。本研究では、供給される燃料の温度を 60℃ 上限として燃料制御システム出口の燃料温度の上限を 100℃ と設定し、温度上昇が 40℃ 以下であることをヒートマネージメントの成立条件と定めた。電動モータ駆動燃料ポンプを使用した燃料システムでは、主な発熱源は以下の 3 つであり燃料システムからの廃熱は、ガスジェネレータで燃焼する燃料のみでおこなわれる。

- ・遠心ポンプ損失 (36.85 kW 最大)
- ・モータ損失 (6.7 kW 最大)

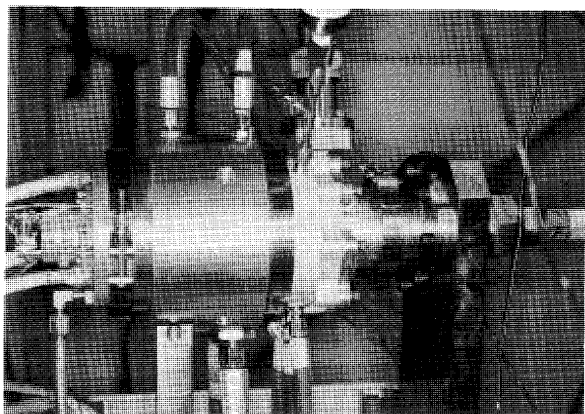


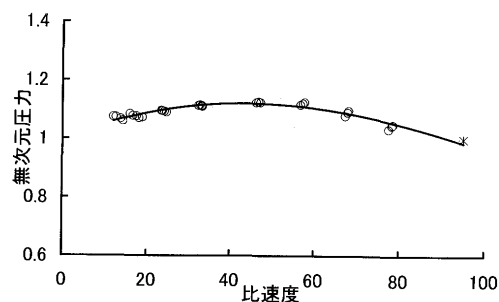
図 2.4 電動モータ駆動遠心燃料ポンプ試験状況

- ・モータ冷却に使用する燃料損失 (1.5 kW 最大)

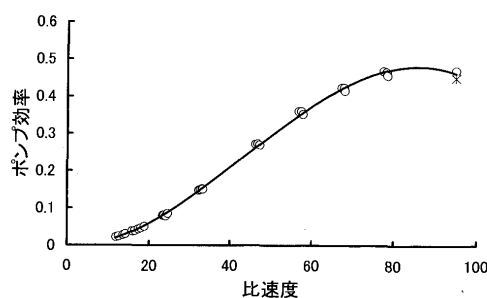
検討には試作結果の遠心ポンプ定格効率: 0.47, モータ効率: 0.93 およびモータ冷却燃料損失 1.5 kW を使用し、制御システム出口の燃料温度を算出した。燃料温度の算出は、革新ガスジェネレータの全フライトエンベロップに対応して、ポンプ吐出流量と回転数の全ての変域で実施した。結果を図 2.6 に示す。この結果燃料温度上昇は 20℃ 以下であり、制御システムのヒートマネージメントの成立性が確認された。

2.4 まとめ

試作の成果を反映させて革新制御システムの重量再見積もりを実施した結果、革新制御システムは重量削減 51% となり重量削減目標を達成した。



(a) ポンプ比速度と無次元圧力



(b) ポンプ比速度と効率

図 2.5 高速遠心ポンプの特性

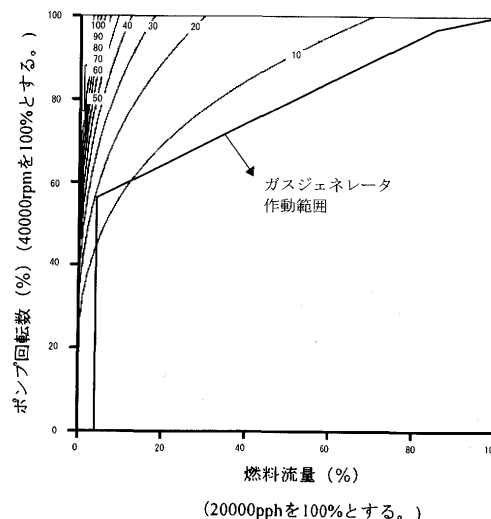


図 2.6 燃料システムの温度上昇

小型・高効率モータを使用した補機駆動用ギアボックスの無いギアボックスレス・システム技術を適用し、低NOx化実現のためのマルチプル燃料計量機構を有する、革新的な燃料制御システムを提案して、そのキーテクノロジーと考えられる、電動モータ駆動燃料ポンプシステムの試作研究を実施した。その結果、当初目標としていた制御システム重量削減51%が達成できる見通しが得られた。

3. 高速電動モータとその制御の研究

3.1 はじめに

高速遠心燃料ポンプを駆動するための高速電動モータとコントローラの研究開発に取り組んだ。

回転数 40,000 min⁻¹、出力 67 Kw を目標性能として、これを電動モータの質量 15.2 kg 以下で実現することを目指した。これは、電動モータの単位質量当たりの出力を 4.4 kw/kg 以上とすることを目指したこととなる。

電動モータは、一般の分野でも小型軽量化の志向は高く、特に製造技術を駆使した高実装密度化と安価で高性能な磁石材料の採用による小型軽量化はかなりレベルが高い。しかし、ここで取組んだ電動モータは高速遠心燃料ポンプの駆動に特化したもので、運用条件を有効に活用しながらより一層高いレベルの小型軽量化を目指したものである。本電動モータに盛込んだ小型軽量化の方策を示しながら成果を述べる。

3.2 電動モータ

3.2.1 構造

電動モータの構造を図 3.1 に示す。回転体に 4 個の永久磁石を有し、固定体に 3 相巻線を持つ同期電動機である。回転体と固定体の間に隔壁を設け、固定体側には積極的に冷却媒体を通すようにした。

回転体の位置検出はホール素子とし、PWM方式のコントローラで駆動させるものとした。

3.2.2 小型化の方策

電動モータの小型軽量化は、高速運転と高電流密度運転および高磁束密度運転によって実現するものである。ただし、小型軽量化は逆の見方をすれば、単位質量当た

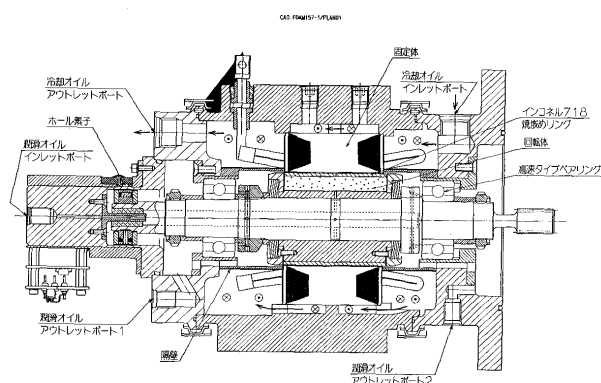


図 3.1 電動モータ構造図

りの発熱を高めることであり、この発熱対策なくしては成立しないということになる。

(1) 高速運転

小型化方策の第一として回転数を高速の $40,000 \text{ min}^{-1}$ に設定した。高速回転に伴い軸受は DN 値 100 万に達することになったが、樹脂製リテーナを用いた高速タイプベアリングを燃料（研究開発時点では潤滑オイルを使用、以下同じ）で潤滑することで対応した。回転体の永久磁石に加わる遠心力は、非磁性で高強度のインコネル 718 の焼嵌めリングで保持した。

(2) 高電流密度運転化

固定体に配置される巻線の高電流密度化には、まずは限られたスペースを無駄無く有効に活用する（占積率を高める）必要があるため、巻線には断面が角形の電線を採用した。電線の絶縁被膜は薄く機械的に強いポリイミド・アミドエナメル焼付けとし、電磁鉄心の溝（スロット）と電線の間も厚さ0.18 mmの絶縁紙とした。

(3) 高磁束密度運転化

高磁束密度運転化は次のように対応した。

回転体の磁石は高エネルギー積で高温にも強いサマリウムコバルト磁石を採用した。磁路の構成材は49%コバルト、2%バナジウムの高飽和磁性材とし、高周波(1333 Hz)の交番磁界に伴う鉄損の増大を押さえるため厚さ0.1 mmの薄板を積み重ねて使用した。

(4) 発熱対策

上述の小型軽量化によって高まった単位質量当たりの発熱に対しては、発熱にも耐える機械的電氣的強度を確保すると同時に、熱を効率よく排出することによって対応する必要がある、次のように対応した。

電線のエナメルや絶縁紙はいずれも機械的にも電氣的にも 200℃ の環境に十分な信頼性を有するものとした。電線とスロットの間の微小なすきまも同様の信頼性を有する絶縁ワニスで埋め、電線と電磁鉄心間の熱勾配を狭めると同時に電線と電磁鉄心間の微小な相対運動による電気絶縁の劣化を防止した。

電線からの熱を効率よく排出するためだけではなく、固定体の巻線は分布巻を採用した。この結果、電線が電線の上に何重にも重なる集中巻に比べて電線の放熱面積を上げ、更にここに燃料を通すことによって冷却効率を最大限に高めた。また、磁性材も燃料に直接晒して冷却し、高磁束密度運転を有効なものにした。

また、発熱の大半は固定体の巻線と電磁鉄心によるものであり、回転体からの発熱は微小である。このため、固定体と回転体の間に隔壁を設け、固定体には積極的に燃料を通し、回転体にはむしろ攪拌損失の増大につながらないように潤滑に必要な最低限の燃料しか与えないようにした。

3.2.3 試驗結果

コントローラと組合わせて取得した電動モータのトルク VS 回転数、入力電流特性を図 3.2 に示す。

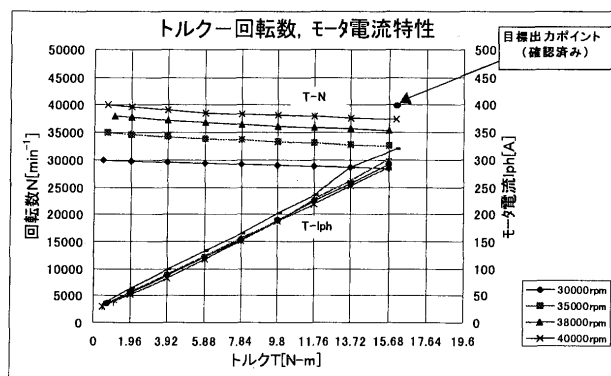


図 3.2 電動モータ／コントローラ組合せ特性

回転数設定 $30,000 \text{ min}^{-1}$, $35,000 \text{ min}^{-1}$, $38,000 \text{ min}^{-1}$, $40,000 \text{ min}^{-1}$ に対し、トルクの増加に伴って回転数が徐々に低下する結果になった。ただし、これはコントローラのゲイン調整が甘かったためで、手動操作で補正することで目標の 67 KW の達成は確認された。

この時の電動モータの質量は 16.05 Kg であった。従って、単位質量当たりの出力は 4.17 Kw/Kg で目標値には僅かに達しなかった。

また、目標出力時の巻線温度は設計目標の 200°C 以下に押さえられたが、実際に燃料冷却を行なうには燃料の変質防止の面から更なる低温化が必要である。

3.3 コントローラ

コントローラは高速のスイッチング素子である IGBT を用いた PWM 方式のインバータとした。

プラスチックパッケージの汎用の IGBT は簡単に入手できるが、コントローラそのものの小型化および耐環境性確保の面から金属パッケージの IGBT を製作して採用した。この IGBT をヒートシンク上に配置し、小型高速の冷却ファンで冷却することで小型軽量化を実現した。コントローラの完成質量は 26.8 kg であった。

3.4 光センサー

コントローラは電動モータの電流と回転数を制御するが、小型軽量化につきまとう問題として制御に対するノイズ影響がある。その対応として、モータ電流と回転位置の検出に光を信号媒体とする光センサーも試作した。

今回の電動モータ／コントローラには適用できなかったが、センサー単体としての完成度は高くほぼ実用化のレベルに達している。

3.5 まとめ

今回の電動モータの小型軽量化には、燃料という潤滑にも冷却にも使える媒体の活用が不可欠であった。従って、様々の分野にこの小型軽量化策がそのまま有効とはならないが、小型軽量化が最優先の航空宇宙用機器への展開を期待している。

4. 光圧力センサーの研究

4.1 はじめに

将来ガスタービンでは、燃料消費率の低減や NO_x 排出量削減が強く求められている。これらの実現には、時々刻々と変わる動作条件・環境条件に応じたきめ細かい制御を行ったり、動作点を従来より効率重視として緻密な制御を実施するといった制御の高度化や、ガスタービンの高温化・軽量化に向けた複合材料の適用が必要となってくる。そのため計測分野においては、伝送情報量の増大によるワイヤ重量増、これまで取得不可能であったパラメータの計測要求、複合材使用による電磁環境悪化への対応が課題となってくる。本研究テーマでは、これらの将来要求に応えるべく、光ファイバを用いた高温圧力センサの研究・開発を進めてきた^{(1),(2)}。本稿では、その研究成果の概要を紹介する。

4.2 設計・試作

本研究では計測対象を圧縮機壁面圧力におき、動作環境条件として圧力計測範囲： $0 \sim 6 \text{ [MPa]}$ 、センサヘッド動作温度範囲： $-55 \sim 350 \text{ [}^{\circ}\text{C]}$ を目標とした。圧力検出には耐熱性・信頼性を考慮し、金属ダイアフラムを採用した。センサのケーシング取付を可能とし、圧力を直接敏速に計測することがその狙いである。

高温圧力センサの研究例としては、光ファイバマイクロバンドを利用した研究⁽³⁾や光波干渉を利用した研究⁽⁴⁾が報告されている。前者は光強度方式のため精度に劣り、後者は位相計測のため計測対象が圧力変動分のみとなる。本研究では、高精度で外乱に強いファブリ・ペロー干渉計方式を適用した。その上で、光源となる半導体レーザの波長を周波数変調することとダイアフラムの 2 箇所のたわみを計測することで、位相計測でありながら任意の圧力値を高精度に計測することが可能になった。

センサシステムのブロック構成を図 4.1 に示す。光源には波長の長期安定性を特長とする DBR-LD (Distributed Bragg Reflector-Laser Diode)⁽⁵⁾ を用いた。センサヘッドでは耐熱性の実現と温度誤差の低減が課題である。耐熱性の点では、光反射面加工に工夫を凝らし、光ファイバ取付部では端面にずれの生じない耐熱固定方法を開発した。一方温度誤差は、スパン (感度) 誤差とゼロ (オフセット) 誤差に分けられる。前者は膨張係数とヤング率の温度変化を考慮して材料選定を行い、十分低減することができた。後者は熱膨張の寄与が大きく、その対策が重要な課題であった。センサヘッド材料の膨張とファイバ取付部の膨張とが相殺するようパラメータを最適化し、さらに温度センサを内蔵して誤差を補償する設計とした。温度センサはファブリ・ペロー干渉計方式の光ファイバセンサを同時開発した⁽⁶⁾。温度センサの概念図を図 4.2 に示す。

試作した圧力センサヘッドの外観を図 4.3 に示す。外形寸法 $\phi 18 \times 15$, 重量 40 g と小型軽量化を実現できた。

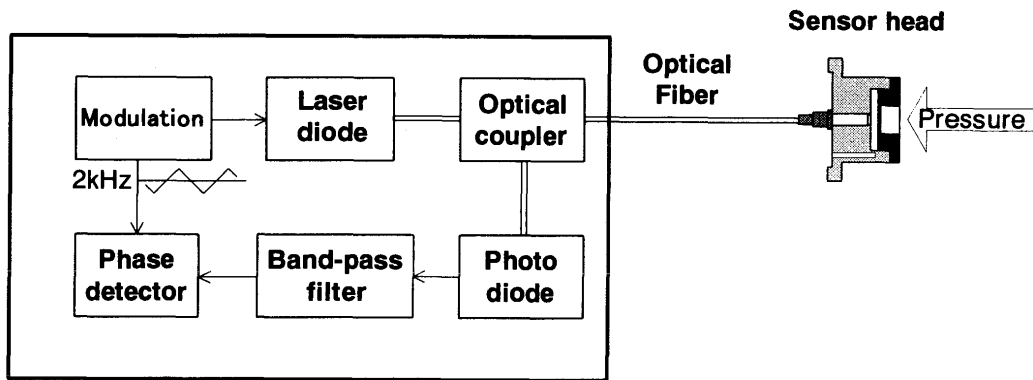


図 4.1 圧力センサシステムブロック構成

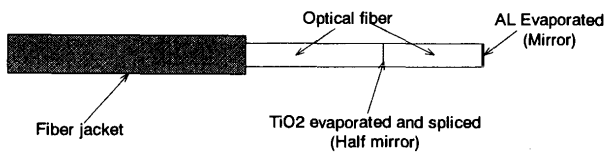


図 4.2 温度センサ

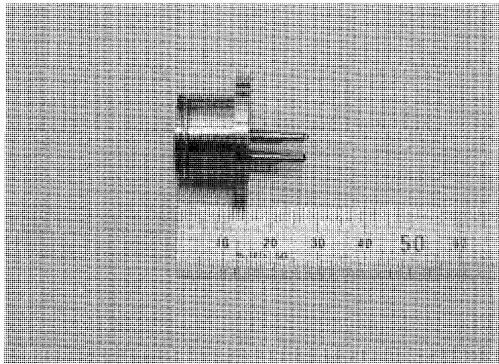


図 4.3 圧力センサヘッド外観

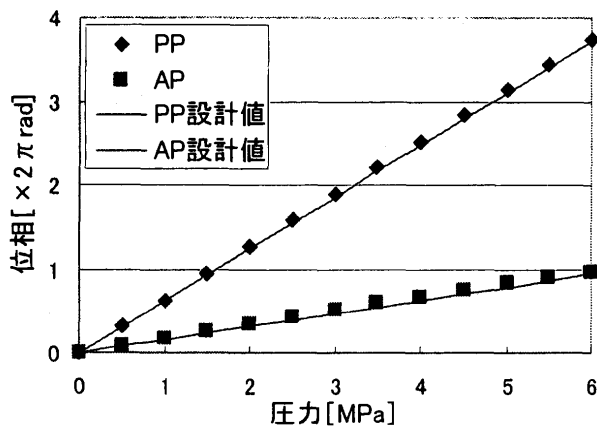


図 4.4 圧力特性

4.3 試験結果

試作した圧力センサの圧力特性試験結果を図 4.4 に示す。PP（圧力プローブ：Pressure Probe）、AP（アブソリュートプローブ：Absolute Probe）とも設計通りの特性が得られた。さらに、PP と AP の位相値を組合

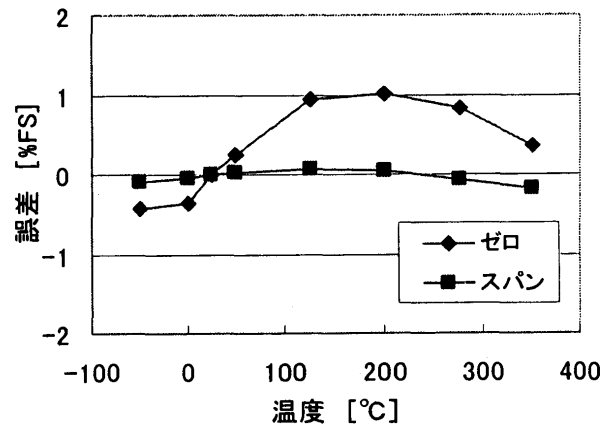


図 4.5 温度誤差

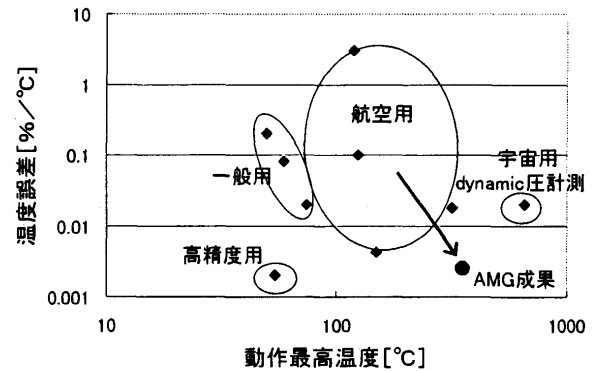


図 4.6 従来センサとの比較

ることによって、任意の圧力値を高精度に計測できることを確認した。計測精度は、直線性誤差：0.39% FS、繰返し性誤差：0.12% FS、ヒステリシス：0.23% FS と良好である。

図 4.5 には温度試験の結果得られた、補償後の温度誤差を示す。本センサではゼロ誤差がスパン誤差よりも大きくなっているが、誤差低減設計と温度補償の効果により誤差 1% FS 以下を達成した。

4.4 まとめ

圧縮機壁面圧力直接計測向けの光ファイバセンサ研究を実施した。図 4.6 に示した通り、特に動作最高温度と

温度誤差において、既存の圧力センサに対して十分な先進性を確認できた。本研究を通じて取得した光センシング技術、耐高温技術、温度誤差低減技術は、他分野への応用・波及効果も期待できると考えられる。

参考文献

- (1) Hachiya, S., Fujiwara, K., Kohsaka, F., Proceedings of the International Gas Turbine Congress, (1999.11), pp. 665-670
- (2) Hachiya, S., Iino, T., Kohsaka, F., 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, (2000.07), AIAA 2000-3036
- (3) Berthold, J. W., Ghering, W. L., Varshneya, D., Journal of Lightwave Technology, Vol. LT-5, No. 7, (1987), pp. 870-875
- (4) Macpherson, W. N., Kilpatrick, J. M., Barton, J. S., Proceedings SPIE, Vol. 3483, (1998), pp. 200-204
- (5) Hirata, T., Maeda, M., Suehiro, M., Hosomatsu, H., IEEE Journal of Quantum Electronics, Vol. 27, No. 6, (1991), pp. 307-313
- (6) 二村理宇, 蜂屋聡史, 武藤宏二, 第 48 回応用物理学関係連合講演会予稿集, (2001.03), p. 1197

2次元超音速翼列に生じる衝撃波が関連した 流体力学的不安定現象に関する研究 －第2報 非粘性流れに対する数値解析－

Flow Instabilities Associated with a Shock in Two-Dimensional Supersonic Cascade:
Part 2 – Numerical Investigation for Inviscid Flow

岩本 幸治^{*1}
IWAMOTO Yukiharu

横田 和彦^{*2}
YOKOTA Kazuhiko

辻本 良信^{*3}
TSUJIMOTO Yoshinobu

キーワード：超音速翼列，衝撃波，流れの不安定現象，非粘性流れ，アクチュエータディスク解析
Supersonic Cascade, Shock Wave, Flow Instability, Inviscid Flow,
Actuator Disk Analysis

Abstract

In the first report⁽¹⁾, the results of numerical studies for viscous flow passing through a two-dimensional supersonic cascade are reported. There, the flow instability called as forward traveling fluctuation with oscillating passage shock was shown. The present study reports the results of inviscid flow calculations in order to clarify the contribution of viscosity to this type of the flow instability. Results show that this type can occur also in inviscid flow. In reference (2)~(9), shock fluctuation is explained as the interaction of the boundary layer/trailing vortex fluctuation. This type found in the first report may be another type of flow instability since it can be predicted also in inviscid calculations.

1. はじめに

第1報⁽¹⁾で示した前回りの変動は翼列下流で周速方向に移動する高圧領域と干渉して翼間衝撃波が振動することが特徴である。衝撃波の振動は効率の低下や機械の損傷を伴うため、遷音速ディフューザ、単独翼、遷音速圧縮機に関して精力的な研究が行われている。これらの研究によると、衝撃波振動の発生原因は(1)衝撃波下流の境界層と衝撃波の干渉（境界層を伝わる渦の波と主流を上流に伝ばする音波が支配的）^{(2)~(9)}、(2)衝撃波下流域における気柱共鳴（上／下流に伝ばする音波）^{(10),(11)}、(3)ティップクリアランス流れと衝撃波の干渉⁽¹²⁾の3つに大別される。これらのうち(1)に関する報告が最も多い。著者らが行ったアクチュエータディスク解析⁽¹³⁾では前回りの変動に対応する不安定モードが得られたが、アクチュエータディスク解析は非粘性流れを仮定しており、（流れの不安定現象に大きく関与する）性能曲線の右上がり勾配は主に衝撃波による全圧損失によって発生する。そのため前回りの変動は粘性とは無関係に衝撃波による全圧損失のみで発生する可能性がある。本報では非粘性流

れの数値計算を行い、粘性がどのような影響を与えるのかを調べた。

記号

a ：音速
 c ：翼弦長
 \dot{m} ：質量流量
 M ：マッハ数
 p ：圧力
 s ：翼列ピッチ
 t ：時間
 T ：温度
 v ：周方向流速
 x ：軸流方向座標
 y ：周方向座標
 Z_n ：翼枚数（=10）
 Δt ：時間ステップ
 ρ ：密度

添字

abs ：静止系
 av ：面積平均
 LE ：翼前縁
 TE ：翼後縁
 O ：淀み点状態

原稿受付 2002年3月4日

- *1 愛媛大学工学部機械工学科
〒790-8577 松山市文京町3番
- *2 名古屋工業大学機械工学科
- *3 大阪大学基礎工学部

1: 入口境界

2: 出口境界

2. 数値計算法

基本的には第1報と同じ計算法であるが、2次元 Euler 計算であることだけが異なる。座標系は翼列とともに移動する相対座標系を用いた。対流項には Harten-Yee の2次精度 TVD スキーム (流束制限関数には Van Leer limiter を使用)、時間微分項は3点後退差分で評価した。時間進行には各時間ステップで Newton 緩和法を用いた。行列反転には LU-SGS 陰解法⁽¹⁴⁾を用いた。粘性計算では時間ステップ Δt を 1.0×10^{-6} [s] とすれば十分精度が確保できたことから、本計算では全て $\Delta t = 1.0 \times 10^{-6}$ [s] ($v_1/a_{01abs} = 1.5, 1.3, 1.2, 1.1$ に対してそれぞれ $\Delta t/(s/v_1) = 0.0094, 0.0081, 0.0075, 0.0069$) とした。

図1に計算格子を示す。10翼間で1周期を仮定し、各翼には1から10までの翼番号をつける。上・下流に H 型、各翼まわりに O 型格子を配置している。粘性計算の格子と比べると、下流域の格子を長くとしている。これは下流域に発生する衝撃波が減衰しにくいためであり、衝撃波による計算領域内への数値的反射をできるだ

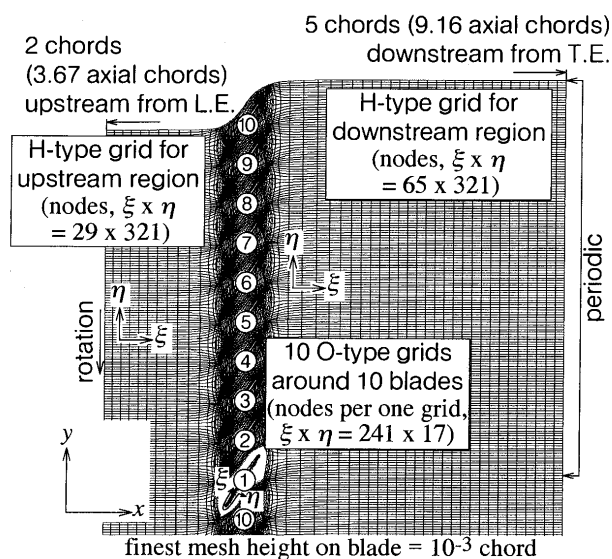


図1 非粘性計算格子 (格子線2本毎に表示)

表1 ARL-SL 19 翼列⁽¹⁵⁾主要諸元

Solidity, chord/pitch	1.5294
Stagger angle	56.93 deg
Maximum blade thickness/chord	0.0255
Blade chord	85 mm
Leading edge radius/chord	0.00128
Design relative inlet Mach number	1.612
Camber angle at leading edge	-2.89 deg
Design static pressure ratio	2.15

け抑えるための措置である。翼列形状には ARL-SL 19 翼列⁽¹⁵⁾を用いた。その主要諸元を表1にまとめる。

計算初期値には1ピッチ計算結果 (1ピッチ毎に周期性があると仮定) を用いた。これらは時間1次精度陰解法を用いた定常流れまたは時間2次精度陰解法による非定常流れである。

境界条件は以下のように取り扱った。入口境界では静止系全温 $T_{01abs} = 300$ [K], 静止系全圧 $p_{01abs} = 0.1$ [MPa], 周速 (y 方向速度) v_1 を与え、計算領域内点から1次元 Riemann 不変量を外挿した⁽¹⁶⁾。出口境界では静圧 p_2 を与え、密度, x, y 方向の運動量を外挿した。粘性計算とは異なり、翼面境界では粘着条件を課さずに全エンタルピを外挿して運動学的境界条件を課した。周期境界および異なる格子とつながる境界では算術平均を用いた。陽的にじょう乱を与えることは行っていない。

3. 計算結果と考察

3.1 性能曲線

非粘性計算は (周速)/(静止系淀み点音速) $= v_1/a_{01abs} = 1.1, 1.2, 1.3, 1.5$ の範囲で行った。図2に性能曲線を示す。 $v_1/a_{01abs} = 1.3$ と 1.5 での流量はほぼ等しいため、それらに関する線が重なっている。非粘性計算では計算範囲全ての流れが unique incidence によりチョークしている。第1報の粘性計算では $v_1/a_{01abs} = 1.1$ の最大背圧点では不始動状態になり、その他は unique incidence にあった。また、同一の v_1/a_{01abs} では非粘性計算の方が最大背圧およびチョーク流量が大きい。

図2の黒抜きの作動点で流れ場は定常になり、ラベル A'~Q' を付した白抜きの作動点で流れ場が非定常になる (ラベルの'は第1報の作動点とは異なることを示す)。非定常現象の特性を表2に示す。変動が周方向に伝ばする現象は図2の円で囲んだラベルで表される作動点において見られた。作動点 A', E' では入口境界の一部分に

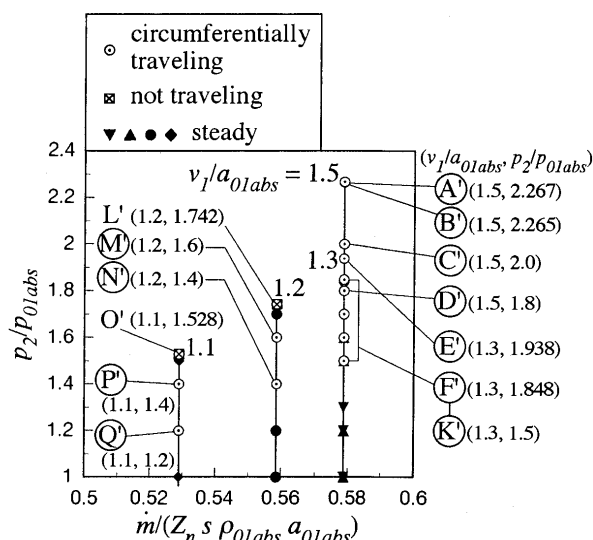


図2 非粘性計算による性能曲線

表2 非粘性計算における非定常現象の特性

operating point	$v_1/a_{0\text{labs}}$, $p_2/p_{0\text{labs}}$	Propagation velocity ratio	number of circumferential periods over 10 blades	remark
A'	1.5, 2.267	0.82	1	Backward traveling fluctuation with shock detachment appears before local backflow at inlet boundary.
B' ~ D'	1.5, 2.265 ~ 1.8	1.29 ~ 1.17	1	Forward traveling fluctuation with oscillating passage shock. Amplitude of shock motion is 1% chord at points B' and C', 30% chord at point D'.
E'	1.3, 1.938	0.88	1	Backward traveling fluctuation with shock detachment appears before local backflow at inlet boundary.
F' ~ K'	1.3, 1.848 ~ 1.5	1.32 ~ 1.16	1	Forward traveling fluctuation with oscillating passage shock. Amplitude of shock motion is 11 ~ 17% chord.
L'	1.2, 1.742	-	-	Local backflow at inlet boundary.
M'	1.2, 1.6	1.3	1	Forward traveling fluctuation with oscillating passage shock. Amplitude of shock motion is 10% chord at point M', 14% chord at point N'.
N'	1.2, 1.4	1.19	1	
O'	1.1, 1.528	-	-	Local backflow at inlet boundary.
P'	1.1, 1.4	1.29	1	Forward traveling fluctuation with oscillating passage shock. Amplitude of shock motion is 0.5% chord at point P', 16% chord at point Q'.
Q'	1.1, 1.2	1.14	1	

おいて逆流が発生するが、その前に衝撃波の離脱が後回りに伝ばする。作動点 B'~D', F'~K', M', N', P', Q' では全て第1報の粘性計算で示した前回りの変動が見られた。粘性計算では $v_1/a_{0\text{labs}} = 1.2, 1.3$ でしか前回りの変動が見られなかったが、非粘性流れでは前回りの変動の発生領域が広がっている。そのため前回りの変動の発生機構に粘性は本質的には寄与していないと考えられる。本論文の以下ではこれら非定常流れ場の詳細について、主に粘性流れとの違いに焦点を当てながら述べる。

3.2 後回りに伝ばする衝撃波の離脱

この現象は図2、表2中の作動点 A' ($v_1/a_{0\text{labs}} = 1.5$, $p_2/p_{0\text{labs}} = 2.267$) と作動点 E' ($v_1/a_{0\text{labs}} = 1.3$, $v_1/a_{0\text{labs}} = 1.938$) において見られた。第1報の粘性計算でも前縁衝撃波が離脱することによって始まる変動として後回りの変動が見られた。ここで示す現象は、衝撃波は周期的な振動をせず、衝撃波の離脱が周速と反対方向に伝わる。衝撃波の離脱が周方向に約1周(10翼間)すると、その後に入境界で逆流部分が発生したので計算を打ち切った。衝撃波の離脱が incidence を増大させ、これに伴って翼負圧面から発生する膨張波が強くなって高マッハ数領域が発生する。そのため、翼間によってはこの高マッハ数領域によって衝撃波が下流に押しやられる場合もある。これは後回りの変動と同じである。ここでは後回りの変動との対比を行いながら計算結果について述べる。

図3に作動点 A'における iteration=48600 ($\Delta t/(s/v_1) = 0.0094$) でのマッハ数等高線、図4、5に作動点 A', E'における前縁から 1% axial chord 上流(図3の破線上)での非定常マッハ数分布をそれぞれ示す。図4、5

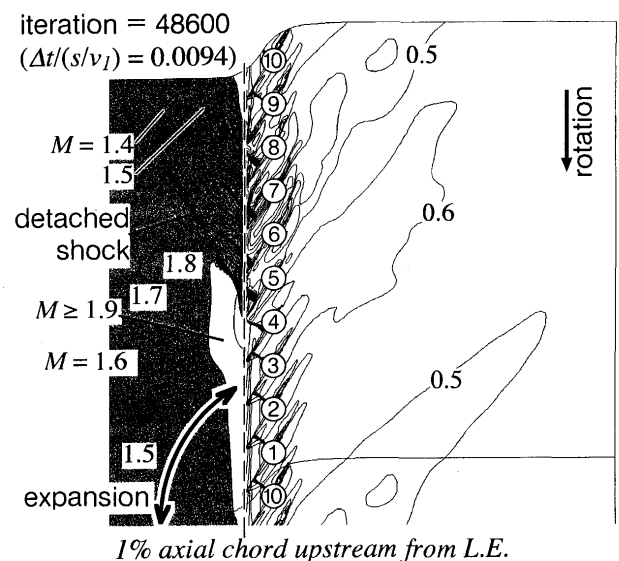


図3 作動点 A'におけるマッハ数等高線 ($v_1/a_{0\text{labs}} = 1.5$, $v_1/a_{0\text{labs}} = 2.267$, iteration=48600, increment=0.1)

の各線は各時間での周方向マッハ数分布を右にスライドさせてプロットしたものであり、縦軸の数字は対応する番号の翼における前縁位置を表す。図3の上流部分にはすでに離脱衝撃波が発生しているが、計算初期では上流は unique incidence により一様な流れ場であった。iteration=44000で blade 2の前縁から衝撃波が離脱し、その後図4、5のマッハ数の低下領域が示すように衝撃波の離脱が周速と反対方向(図では上向き)に伝わる。これは1つの衝撃波が離脱すると、周速と反対方向に隣接した衝撃波にとってはその上流マッハ数が減少し、下流の圧力を維持するために衝撃波が離脱するためであると

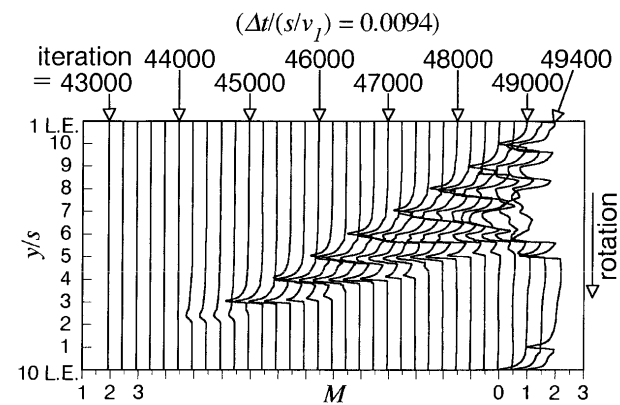


図4 作動点 A'における前縁から 1% axial chord 上流 (図 3 の破線上) での非定常マッハ数分布 ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 2.267$)

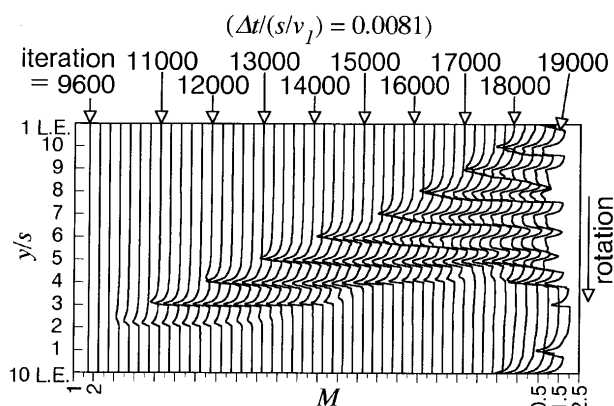


図5 作動点 E'における前縁から 1% axial chord 上流での非定常マッハ数分布 ($v_1/a_{01abs} = 1.3$, $v_1/a_{01abs} = 1.938$)

考えられる。変動の伝ば速度比は作動点 A'で 0.82, 作動点 E'で 0.88 である。ただし粘性計算の場合と同様, 衝撃波が離脱すると incidence が増大し, 翼負圧面から発生する膨張波が強くなる。その結果図 3 の上流の白で示される高マッハ数領域が発生する。図 3 では高マッハ数領域によって blade 9~5 では衝撃波が翼間に納まっている。しかしこの高マッハ数領域では衝撃波の離脱を抑えきれず, 変動が周方向に約 1 周しか伝ばしないままに入口境界で逆流が発生する。非粘性計算を行った $v_1/a_{01abs} = 1.3, 1.5$ での流入マッハ数 (それぞれ 1.74, 1.92) はともに粘性計算 (それぞれ 1.64, 1.84) の場合よりも大きい。粘性計算においても $v_1/a_{01abs} = 1.5$ の最大背圧では後回りの変動の後に逆流部分が発生した。流入マッハ数が多い場合は衝撃波による昇圧が大きい。そのため逆流が生じやすく, 変動が維持されにくいものと考えられる。

粘性計算の後回りの変動では, 衝撃波が翼前縁から上流に遠ざかったときには膨張波の影響により前縁での静圧は減少する。しかしここで述べる現象では前縁での静圧は増加する。これは粘性計算では衝撃波が常に翼前縁よりも上流に位置しているが, ここで述べる現象では衝

撃波が翼間に納まることがあるためである。衝撃波が翼間に納まっているときの前縁は衝撃波の上流に位置し, 前縁での静圧が小さくなる。一方, 衝撃波が離脱しているときの前縁は衝撃波の下流に位置し, 前縁での静圧が大きくなる。

3.3 前回りの変動

非粘性計算においても前回りの変動が図 2, 表 2 中の作動点 B', C', D' ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 2.265, 2.0, 1.8$), 作動点 F', G', H', I', J', K' ($v_1/a_{01abs} = 1.3$, $v_1/a_{01abs} = 1.848, 1.84, 1.8, 1.7, 1.6, 1.5$), 作動点 M', N' ($v_1/a_{01abs} = 1.2$, $v_1/a_{01abs} = 1.6, 1.4$), 作動点 P', Q' ($v_1/a_{01abs} = 1.1$, $v_1/a_{01abs} = 1.4, 1.2$) において見られた。これは第 1 報の粘性計算の前回りの変動より発生範囲が広い (粘性計算では $v_1/a_{01abs} = 1.2, 1.3$ でしか見られなかった)。そのため前回りの変動の発生機構に粘性は本質的には寄与していないと考えられる。

1/2 ピッチ位置での衝撃波位置の振動振幅は, 非粘性計算では多くの場合翼弦長にして 10% 程度のオーダーであった。しかし作動点 B', C' と作動点 P' では 1% 以下になり, 変動が小さい。同一の周速においてこれらの作動点より低い背圧になる作動点 D' や作動点 Q' では変動が大きい。ところで Strazisar⁽¹⁷⁾ は選音速ファンでは最高効率点よりも失速点近傍の方が良い空間周期性をもつことを示している。これに対して以下のような説明をしている。通常 unique incidence における作動点では翼間に斜め衝撃波の反射が見られ, 失速点に近づくにつれて垂直衝撃波に変化する。最高効率点は衝撃波が斜め衝撃波から垂直衝撃波に変化する途中であるため, わずかなじょう乱に対しても敏感に反応する。本計算では翼間の衝撃波は後縁に近い位置に垂直に発生しているが, 背圧が小さく衝撃波が弱いうちはじょう乱に対して空間周期性が乱れやすく, 変動が発生しやすいものと考えられる。ここでは変動が大きい場合として作動点 D', 小さい場合として作動点 C' の結果を主に示す。

図 6 に作動点 D' における iteration = 40000 ($\Delta t/(s/v_t) = 0.0094$) での静圧等高線, 図 7, 8 に作動点 D', C' における後縁から 1 axial chord 下流 (図 6 の破線上) での非定常静圧分布をそれぞれ示す。図 7, 8 の縦軸の数字は対応する番号の翼における後縁位置を表す。図 6 中の灰色で示された領域は高压領域であり, その先端では等高線が密になって衝撃波が形成されている。粘性計算では同一のしきい値 (increment of $p/p_{01abs} = 0.1$) を用いても高压領域の先端に衝撃波は確認できなかった。この原因として, 後流による圧力場の拡散が圧力勾配を小さくしていることが考えられる。図 7 の静圧の急上昇は高压領域の先端に対応し, これが周速と同方向 (図では下向き) に移動する。一方, 図 8 に示されるように変動が小さい場合の作動点 C' では下流域で衝撃波は見られない。粘性計算では振動する翼間衝撃波が上流に位置したときに前縁から離脱するため, 衝撃波上流にも変動が

発生する。非粘性計算では衝撃波は常に翼間にあり、変動は衝撃波下流にしか発生しない。

変動の伝ば速度比から高压領域とともに移動する座標

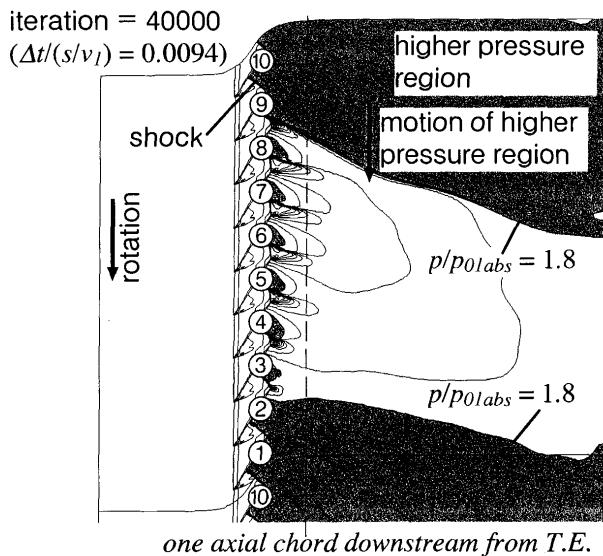


図6 作動点D'における静圧等高線 ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 1.8$, iteration = 40000, increment of $p/p_{01abs} = 0.1$)

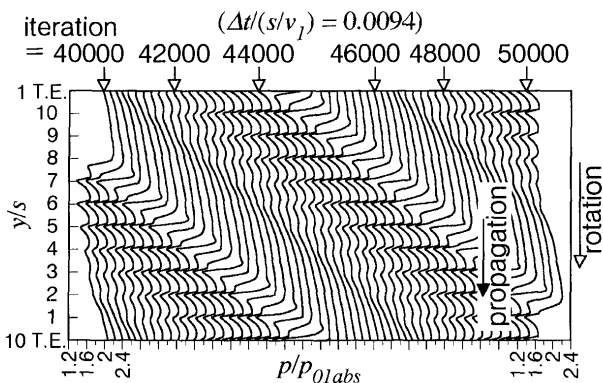


図7 作動点D'における後縁から1 axial chord 下流 (図6の破線上) での非定常静圧分布 ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 1.8$)

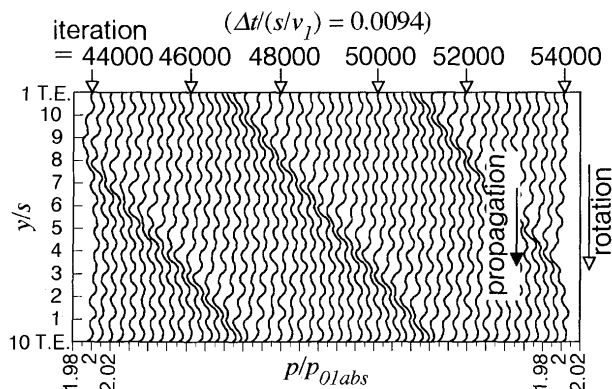


図8 作動点C'における後縁から1 axial chord 下流での非定常静圧分布 ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 2.0$)

系から見た高压領域先端 (下側) に垂直方向の相対マッハ数を概算した。その結果を表3に示す。括弧内には垂直衝撃波の場合の上・下流マッハ数を示している。表3で灰色になっている欄は変動が小さい場合であるが、これらの場合の上流マッハ数は最大で1.02であり、亜音速で衝撃波が発生しないものもある。そのため前回りの変動は下流に衝撃波が形成されることが発生条件であると考えられる。その他の場合は高压領域上流では完全に超音速になっており、その上・下流マッハ数の関係は垂直衝撃波の場合に近い。前回りの変動はこの垂直衝撃波による全圧損失が関与した流れの不安定現象であると考えられる。

図9は翼列出口部の3つの検査面を通して流入出する質量流量と面積平均静圧の変化を作動点D'に対して示したものである。粘性計算の場合と同様、境界BCでの

表3 高压領域とともに移動する座標系から見た高压領域先端に垂直方向のマッハ数

operating point (v_1/a_{01abs} , p/p_{01abs})	1 axial chord downstream from T.E. $M_{U_{hpr}} \rightarrow M_{D_{hpr}}$ ($M_1 \rightarrow M_2$)*	2 axial chords downstream from T.E. $M_{U_{hpr}} \rightarrow M_{D_{hpr}}$ ($M_1 \rightarrow M_2$)*	3 axial chords downstream from T.E. $M_{U_{hpr}} \rightarrow M_{D_{hpr}}$ ($M_1 \rightarrow M_2$)*
B' (1.5, 2.265)	0.92→0.90 (no shock)	0.91→0.91 (no shock)	0.91→0.91 (no shock)
C' (1.5, 2.0)	1.01→0.99 (1.01→0.99)	1.00→0.99 (1.00→1.00)	1.00→0.99 (1.00→1.00)
D' (1.5, 1.8)	1.27→0.86 (1.27→0.80)	1.11→0.88 (1.11→0.90)	1.13→0.85 (1.13→0.89)
F' (1.3, 1.848)	1.06→0.92 (1.06→0.94)	1.06→0.93 (1.06→0.94)	1.06→0.94 (1.06→0.94)
G' (1.3, 1.84)	1.06→0.94 (1.06→0.94)	1.06→0.93 (1.06→0.94)	1.06→0.94 (1.06→0.94)
H' (1.3, 1.8)	1.09→0.93 (1.09→0.92)	1.05→0.92 (1.05→0.95)	1.05→0.93 (1.05→0.95)
I' (1.3, 1.7)	1.15→0.91 (1.15→0.88)	1.10→0.92 (1.10→0.91)	1.10→0.90 (1.10→0.91)
J' (1.3, 1.6)	1.14→0.92 (1.14→0.88)	1.10→0.92 (1.10→0.91)	1.07→0.92 (1.07→0.94)
K' (1.3, 1.5)	1.20→0.90 (1.20→0.84)	1.11→0.90 (1.11→0.90)	1.08→0.92 (1.08→0.93)
M' (1.2, 1.6)	1.07→0.95 (1.07→0.94)	1.05→0.94 (1.05→0.95)	1.06→0.95 (1.06→0.94)
N' (1.2, 1.4)	1.12→0.92 (1.12→0.90)	1.09→0.92 (1.09→0.92)	1.07→0.93 (1.07→0.94)
P' (1.1, 1.4)	1.02→1.01 (1.02→0.98)	1.01→1.01 (1.01→0.99)	1.01→1.01 (1.01→0.99)
Q' (1.1, 1.2)	1.15→0.90 (1.15→0.88)	1.09→0.93 (1.09→0.92)	1.07→0.94 (1.07→0.94)

* $M_{U_{hpr}}$ and $M_{D_{hpr}}$ are Mach numbers upstream and downstream of higher pressure region in the frame moving with higher pressure region, respectively. M_1 and M_2 are Mach numbers upstream and downstream of normal shock calculated from Rankine-Hugoniot equation, respectively.

流量が最小値をとるときには境界 AB での流量が大きくなり、境界 CD での流量が小さくなる傾向にある。このことから、ある翼列出口部における流量変化が周速方向に隣接する翼間からの流出を抑制していると考えられる。これは粘性流れの場合と同一である。

3.4 アクチュエータディスク解析による結果との比較

本計算で見られた変動が周方向に伝ばする現象の伝ば速度比をアクチュエータディスク (AD) 解析⁽¹³⁾の結果と比較する。AD 解析による結果は第1報で示したもの

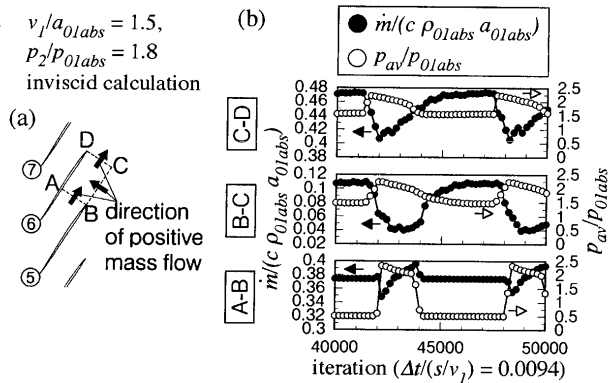
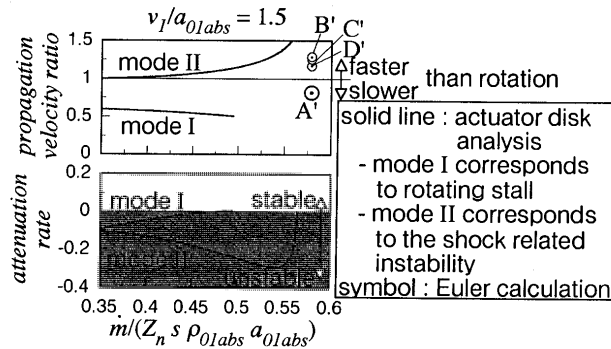
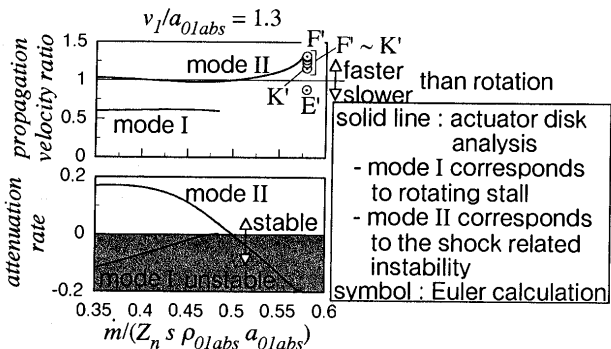


図9 作動点 D' における翼列出口部での質量流量と面積平均静圧 (a) 検査面 AB, BC, CD (b) 各検査面での質量流量と面積平均静圧 ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 1.8$)



(a) 作動点 A' ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 2.267$), 作動点 B' ~ D' ($v_1/a_{01abs} = 1.5$, $v_1/a_{01abs} = 2.265 \sim 1.8$)

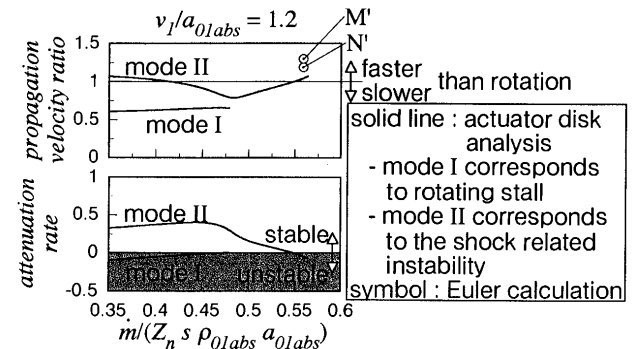


(b) 作動点 E' ($v_1/a_{01abs} = 1.3$, $v_1/a_{01abs} = 1.938$), 作動点 F' ~ K' ($v_1/a_{01abs} = 1.3$, $v_1/a_{01abs} = 1.848 \sim 1.5$)

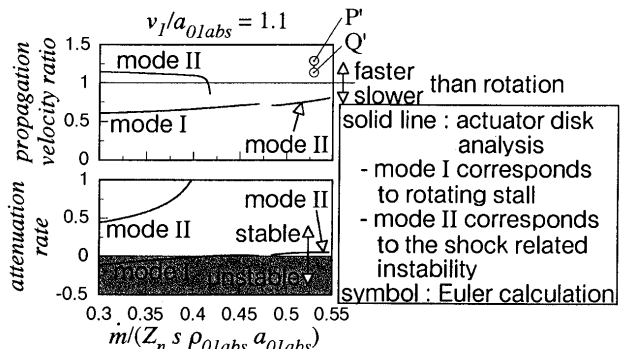
と同一である。モード I は旋回失速に対応し、モード II は衝撃波が関連した不安定現象に対応する。

図10に比較結果を示す。各図ともに上段は伝ば速度比、下段はAD解析のみで得られる変動の時間減衰率を示している。 $v_1/a_{01abs} = 1.3$ (図10(b)) の場合、図2、表2中の作動点 F' ~ K' で見られた前回りの変動と同一の質量流量において不安定モード II が存在し、高背圧側 (作動点 F') では伝ば速度比も一致する。粘性計算でも $v_1/a_{01abs} = 1.3$ では不安定モード II に対応する前回りの変動が見られ、その伝ば速度比はAD解析とよく一致した。その他の前回りの変動が見られた作動点 B' ~ D', M', N', P', Q' ではAD解析と一致しない。図10(c)に示されるように計算の伝ば速度比がモード II よりも大きいことに対する原因として、AD解析では音速以上の速度ではじょう乱が伝ばしないことが挙げられる。図10(a), (d) ではAD解析ではモード II が存在しない場合や不安定を示さない場合にも計算では不安定モードが存在する。これらの原因は不明であるが、1つにはAD解析における平板翼近似では本計算と十分な一致を見るほどの定常性能 (不安定モードに対する基本流れ場) を与えられなかったためであることが挙げられる。

図2、表2中の作動点 A', E' で見られた後回りに伝ばする衝撃波の離脱は旋回失速とは異なるためモード I には対応せず、AD解析では予測できない。



(c) 作動点 M', N' ($v_1/a_{01abs} = 1.2$, $v_1/a_{01abs} = 1.6, 1.4$)



(d) 作動点 P', Q' ($v_1/a_{01abs} = 1.1$, $v_1/a_{01abs} = 1.4, 1.2$)

図10 非粘性計算で見られた周方向に伝ばする変動とアクチュエータディスク解析との比較

4. 結 論

2次元超音速翼列の非粘性流れに対する数値計算を行った。結果は以下のようにまとめられる。

- (1) 変動が周方向に伝ばする現象が2種類見られた。1つは粘性計算でも見られた前回りの変動であり、もう1つは最大背圧点で見られる後回りに伝ばする衝撃波の離脱である。
- (2) 非粘性計算における前回りの変動の発生領域は、粘性計算のときよりも広がっている。そのため前回りの変動の発生機構に粘性は本質的には寄与していないと考えられる。
- (3) 前回りの変動では翼列下流で周速方向に移動する高圧領域と翼間衝撃波が干渉して振動する。高圧領域上流では高圧領域に対して相対的に超音速であり、上・下流マッハ数の関係は垂直衝撃波の場合に近い。ただし変動が弱い場合の上流マッハ数は最大で1.02であり、亜音速で衝撃波が発生しないものもある。また粘性計算では確認できなかったが、非粘性計算では等高線によっても高圧領域の移動方向先端に衝撃波が形成されていることが確認できた。
- (4) 前回りの変動が周速方向に伝ばする原因として、ある翼列出口部における流量変化が周速方向に隣接する翼間からの流出を抑制していることが挙げられる。これは粘性計算の場合も同様であり、この原因には粘性が関与しない。
- (5) 後回りに伝ばする衝撃波の離脱では、ある翼間に発生する衝撃波が離脱し、衝撃波下流のマッハ数が低下する。マッハ数が低下した流れによって周速と反対方向に隣接する翼間に発生する衝撃波が離脱する。粘性計算と同様、衝撃波の離脱が incidence を増大させることにより高マッハ数領域が発生するため、翼間によってはこの高マッハ数領域によって衝撃波が下流に押しやられる場合もある。しかしこの高マッハ数領域では衝撃波の離脱を抑えきれず、変動が周方向に約1周しか伝ばしないままに入口境界で逆流が発生する。
- (6) アクチュエータディスク解析により得られた不安定

モードⅡの伝ば速度比や不安定発生時流量は作動点F'~K'で見られた前回りの変動とよい一致が見られた。しかしその他の前回りの変動が見られた作動点B'~D', M', N', P', Q'ではAD解析と一致しない。この原因としてAD解析では音速以上の速度ではじょう乱が伝ばしないことや、AD解析における平板翼近似では定常性能の予測が十分でないことが挙げられる。

参 考 文 献

- (1) 岩本幸治, 横田和彦, 辻本良信, 日本ガスタービン学会誌, 30-1 (2002-1), pp.55-62
- (2) Chen, C. P., Sajben, M., Kroutil, J. C., AIAA J., 17-10 (1979-10), pp.1076-1083
- (3) Bogar, T. J., AIAA J., 24-1 (1986-1), pp.54-61
- (4) 半田太郎, 宮里義昭, 益田光治, 松尾一泰, 日本機械学会論文集 (B編), 66-645 (2000-5), pp.1337-1344
- (5) 半田太郎, 宮里義昭, 益田光治, 松尾一泰, 日本機械学会論文集 (B編), 66-645 (2000-5), pp.1345-1350
- (6) Lee, B. H. K., AIAA J., 28-5 (1990-5), pp.942-944
- (7) 松下政裕, 白鳥敏正, 桜井忠一, 日本ガスタービン学会誌, 27-2 (1999-3), pp.102-107
- (8) Ng, W. F., Epstein, A. H., ASME J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 107-2 (1985-4), pp.345-353
- (9) Copenhaver, W. W., Puterbaugh, S. L., Hah, C., ISABE Paper 95-7073 (1995)
- (10) Bogar, T. J., Sajben, M. and Kroutil, J. C., AIAA J., 21-9 (1983-9), pp.1232-1240
- (11) Copenhaver, W. W., Puterbaugh, S. L., Hah, C., AIAA J. of Propulsion and Power, 13-1, (1997-1), pp.17-23
- (12) Puterbaugh, S. L., Copenhaver, W. W., ASME J. of Fluids Eng., 119-1 (1997-3), pp.122-128
- (13) 岩本幸治, 横田和彦, 辻本良信, 日本機械学会論文集 (B編), 63-612 (1997-8), pp.2667-2675
- (14) Yoon, S., Jameson, A., AIAA J., 26-9 (1988-9), pp.1025-1026
- (15) Tweedt, D. L., Schreiber, H. A., Starken, H., ASME J. of Turbomachinery, 110-4 (1988-10), pp.456-466
- (16) Chima, R. V., AIAA J., 23-10 (1985-10), pp.1556-1563
- (17) Strazisar, A. J., ASME J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 107-2 (1985-4), pp.427-435

低レイノルズ数域におけるタービン静翼の三次元流れ (損失と流れの構造に与えるレイノルズ数の影響)

Three-Dimensional Flow of a Turbine Nozzle at Low Reynolds Numbers (Effect of Reynolds Number on Loss and Flow Mechanisms)

松沼 孝幸*¹
MATSUNUMA Takayuki

阿部 裕幸*¹
ABE Hiroyuki

筒井 康賢*¹
TSUTSUI Yasukata

キーワード: Turbine Nozzle, Low Reynolds Number, Three-Dimensional Flow, Total Pressure Loss, Wake, Separation, Secondary Flow

Abstract

Blade Reynolds numbers for the turbine stage of small and micro gas turbine engines can drop below 10^5 . At these low Reynolds number conditions, the boundary layer is dominated by laminar flow and is susceptible to flow separation, which is associated with increased loss and reduced performance. The characteristics such as boundary layer separation, reattachment and secondary flow can not be easily predicted by computational analyses, therefore quantitative experimental data will make an important contribution to establish theoretical works. In this study, detailed experiments under low Reynolds number conditions, $Re_{out}=4.5 \times 10^4 \sim 27.1 \times 10^4$, have been conducted to evaluate the performance of an annular nozzle of axial-flow turbine. The nozzle wake and secondary vortices were measured using a miniature five-hole pressure probe and a single element hot-wire anemometry. The Reynolds number has a significant effect on the total pressure loss and the aerodynamic mechanisms of turbine nozzle at low Reynolds numbers. The total pressure loss and turbulence intensity increase rapidly and the nozzle exit flow velocity and flow angle decrease as Reynolds number falls.

1. まえがき

近年開発が盛んに進められている小型セラミックガスタービンやマイクロガスタービンでは、高温化による粘性係数の増加や翼列の小型化によって、レイノルズ数が低下する。例えば、300 kW 級産業用セラミックガスタービン⁽¹⁾のタービン翼列のレイノルズ数は 10^4 オーダであり、従来のガスタービンと比較して一桁以上小さい。このような低レイノルズ数域では、境界層の層流域と乱流遷移域が増えるため、剥離の発生や二次渦の増大によって翼列性能の低下が発生する。

タービン翼列は一般に $10^5 \sim 10^7$ の高レイノルズ数域で作動する増速翼列であり、境界層の大部分を乱流境界層とみなすことができるため、これまで数多くの実験^{(2), (3)}が行われているにもかかわらず、レイノルズ数の低下が与える影響に関してはあまり問題とされなかった。ところが、最近になって低レイノルズ数域での低圧タービンに関する研究^{(4)~(7)}が報告されるようになってきた。これ

は、小型ガスタービンを高い高度で運転する場合に、作動流体の密度の低下が起こり、低レイノルズ数化の問題が生じるためである。Schulte ら⁽⁴⁾と Murawski ら⁽⁵⁾は直線翼列を用いた実験で、レイノルズ数の低下による形状損失の増加を明らかにした。低レイノルズ数域での翼負圧面側の流れの剥離を抑えるために、Van Treuren ら⁽⁶⁾は Vortex Generator を取り付ける方法、Bons ら⁽⁷⁾は間欠的にジェットを吹き出す方法を検討した。これらの研究は、直線翼列を用いた 2 次元流れの実験であるので、より実際のタービンに近い環状翼列で 3 次元流れを調べる必要がある。数値解析が急速に発達している現在においても、剥離を伴う低レイノルズ数流れに対して信頼性の高い計算コードを開発することは難しいので⁽⁸⁾、3 次元 CFD モデルの検証を行うための実験データが求められる。しかし、環状翼列を用いた実験では、数値解析結果と定量的に比較できる詳細なデータは少なく^{(9), (10)}、特に 10^4 オーダの低レイノルズ数域では皆無である。

本研究では、5 孔ピトー管と熱線流速計によって、低レイノルズ数域における環状タービン静翼出口の 3 次元流れを測定し、レイノルズ数の低下が、全圧損失、速度、

原稿受付 2002 年 3 月 26 日

* 1 独立行政法人 産業技術総合研究所
〒305-8564 茨城県つくば市並木 1-2-1

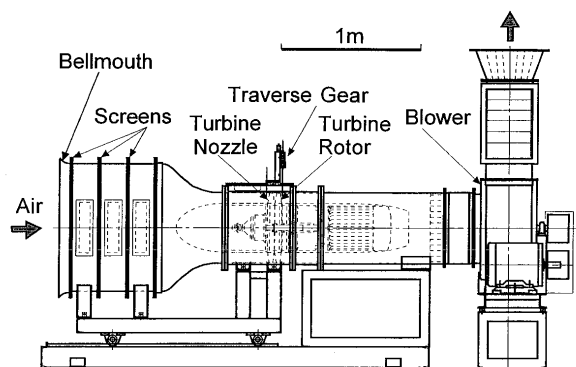


図1 環状タービン翼列風洞

静圧，流れ角，渦度，乱れ度に与える影響を調べた。

主な記号

C_{Pt}, C_{Ps} 全圧損失（分類は図8を参照），静圧係数

$$C_{Pt} = \frac{P_t - P_{t, \text{in, midspan}}}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{out}^2} \quad C_{Ps} = \frac{P_s - P_{t, \text{in, midspan}}}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{out}^2}$$

H_{12} 形状係数（ $= \delta_1 / \delta_2$ ）

P_t, P_s 全圧，静圧

Re レイノルズ数

Tu 乱れ度（測定面の平均速度で無次元化）

V 速度

V_1 静翼入口ミッドスパンでの速度

V_2 静翼出口での質量流量平均速度（ $= \bar{V}_{out}$ ）

V_r, V_θ, V_z 半径方向，周方向，軸方向の速度成分

\vec{V}_s 二次流れベクトル

x, y, z 周方向，半径方向，軸方向の座標

α 流れ角（軸方向が0 deg）

δ_1, δ_2 境界層排除厚さ，運動量厚さ

ω_z 渦度（軸方向成分，反時計回りが正）

$$\omega_z = \left(\frac{\partial(rV_\theta)}{r\partial r} - \frac{\partial V_r}{r\partial \theta} \right) \frac{C_{midspan}}{V_z}$$

補助記号

in, out 静翼の入口，出口での値

— 半径方向への質量流量平均

= 測定面（半径および周方向）の質量流量平均

2. 実験装置と方法

2.1 風洞と翼形状

図1に，環状タービン翼列風洞の概観を示す。本風洞は開放型の吸込風洞であり，ベルマウス部に吸い込まれた大気は，測定部を通して，送風機により実験室内に排気される。測定部の流れを均一にするために，ベルマウス部には3枚の整流網が取り付けられている。測定部には，1組の静翼・動翼から構成される単段軸流タービンを設置できるが，今回は静翼の基本特性を調べるため，静翼のみを取り付けた。図2と表1に，静翼の形状と仕様を示す。

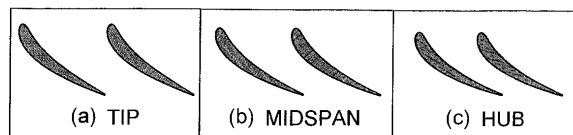


図2 タービン静翼の形状

表1 タービン静翼の仕様

		Tip	Midspan	Hub
Blade Number	N	28		
Chord	C	69.1 mm	67.6 mm	66.1 mm
Axial Chord	C_{ax}	45.0 mm	42.5 mm	40.0 mm
Blade Span	H	75.0 mm		
Blade Pitch	S	56.1 mm	47.7 mm	39.3 mm
Aspect Ratio	H/C	1.09	1.10	1.13
Pitch/Chord Ratio	S/C	0.81	0.71	0.59
Solidity	C/S	1.23	1.42	1.68
Inlet Blade Angle	α_{in}	0.0 deg	0.0 deg	0.0 deg
Exit Blade Angle	α_{out}	63.9 deg	67.4 deg	71.1 deg
Stagger Angle	ξ	49.3 deg	51.0 deg	52.7 deg
Inner Diameter	D_H	350 mm		
Outer Diameter	D_T	500 mm		
Hub/Tip Ratio	D_H/D_T	0.7		

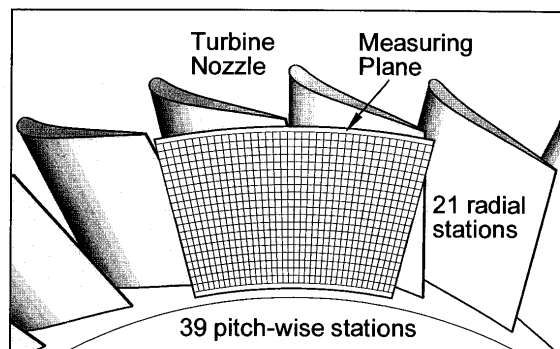


図3 静翼出口の測定面

す。3次元翼にするために，半径方向の流れの設計には，最も基礎的なフリーボルトテックス法を用いた。

2.2 実験条件

実験の際には，測定しやすい入口流れを基準としたレイノルズ数 Re_{in} を， 1.8×10^4 から 10.8×10^4 まで（入口速度を約4 m/s から24 m/s まで）6段階に変化させた。5孔ピトー管による測定結果から算出した出口流れ基準のレイノルズ数 Re_{out} は， 4.5×10^4 から 27.1×10^4 の範囲である。一般に，タービン翼列のレイノルズ数は出口流れを基準とするので，以下の議論では Re_{out} を基準として用いる。

2.3 実験方法

静翼入口流れの速度と全圧の分布を3孔ピトー管（受圧部の幅2.1 mm，高さ0.7 mm）によって，乱れ度分布を単線の熱線流速計（日本カノマックス0248 R，直径5 μ m タングステン，測定部長さ1 mm）によって測定した。測定位置は，翼前縁から30 mm 上流の位置（ $z = -30$ mm，ミッドスパンでの軸方向翼弦長 C_{ax} の

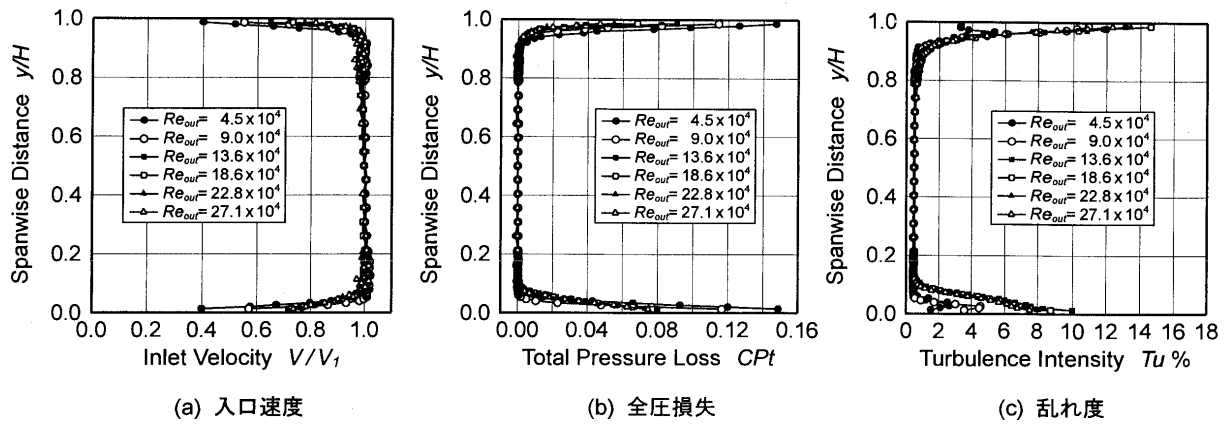
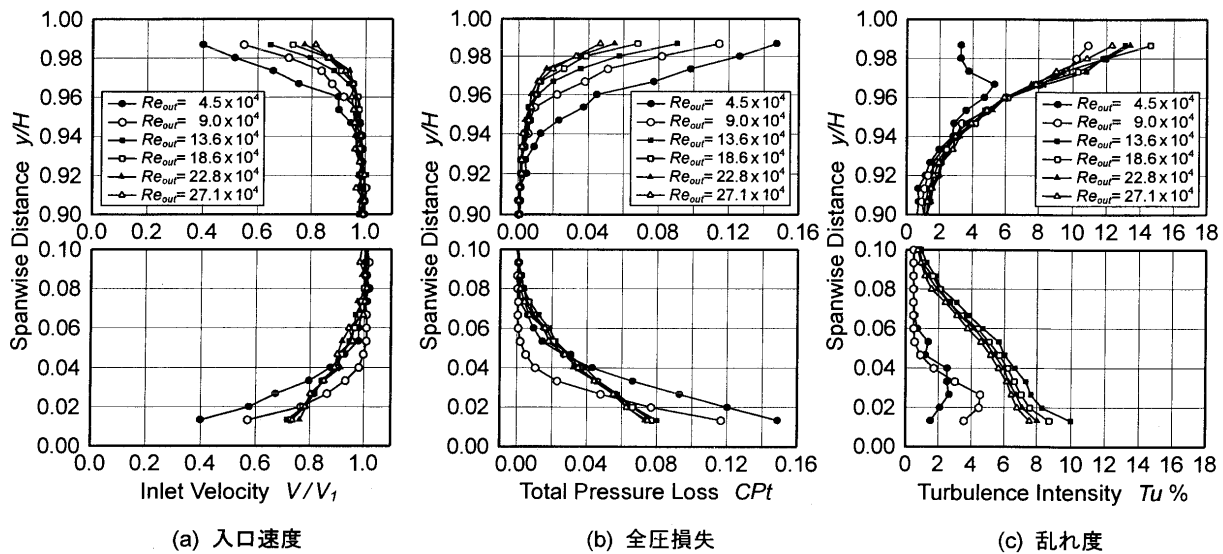
図4 静翼入口の流れ (軸方向位置 $z/C_{ax} = -0.706$)

図5 静翼入口の壁面近傍の流れ

70.6% 上流) で、測定点数は半径方向に 73 点である。境界層を詳細に把握するため、壁面近傍のトラバース間隔を細かく設定した。

静翼出口の速度、流れ方向、静圧、全圧などの分布を 5 孔ピトー管 (受圧部の直径 2.1 mm) によって、乱れ度分布を単線の熱線流速計 (日本カノマックス 0247 R) によって測定した。図 3 に静翼出口の測定面を示す。測定位置は、翼後縁から 6.6 mm 下流 (ミッドスパンでの軸方向翼弦長 C_{ax} の 15.6% 下流) で、測定点数は、周方向 39 点 (翼 2 ピッチ分)、半径方向 21 点、計 819 点である。

3 孔ピトー管と 5 孔ピトー管の測定では、微小な差圧を捉えるため、各孔の導管をフルードスイッチ (スキヤニバルブ社 W 1266/1 P-24 T) で切り替えて、1 つの精密微差圧センサ (スキヤニバルブ社 PDCR 23 D) で計測した。各孔の圧力データに対して、あらかじめ得た検定結果を適用して、速度、方向、全圧などを算出した。

3. 実験結果と考察

3.1 静翼入口の流れ

図 4 に、静翼入口の流れを示す。半径方向位置 $y/H = 0.1 \sim 0.9$ の主流域は、レイノルズ数に依存せず、乱れ度 0.5% で速度勾配と圧力勾配のない一様な流れに

表2 静翼入口の境界層厚さと形状係数

Re_{out}	Tip Boundary Layer			Hub Boundary Layer		
	δ_1 %	δ_2 %	H_{12}	δ_1 %	δ_2 %	H_{12}
4.5×10^4	2.36	1.09	2.17	2.23	0.993	2.24
9.0×10^4	1.63	0.780	2.09	1.56	0.751	2.08
13.6×10^4	1.41	0.715	1.97	1.67	0.980	1.71
18.6×10^4	1.35	0.767	1.76	1.67	1.00	1.67
22.8×10^4	1.21	0.682	1.78	1.66	1.01	1.65
27.1×10^4	1.22	0.724	1.69	1.66	0.988	1.68

なっている。

図 5 に、チップ壁面とハブ壁面近くの流れの拡大図を示す。レイノルズ数 Re_{out} が 13.6×10^4 以上では顕著な変化がないが、レイノルズ数 Re_{out} が 9.0×10^4 以下になると、壁面近傍の速度分布形状が大きく変化するとともに、壁面近傍の乱れ度が急減する。図 5(a) の速度分布から算出した境界層厚さ (翼高さに対する % で表示) と形状係数を表 2 に示す。形状係数 H_{12} は、境界層の速度分布形状を表す係数で、平行流では層流境界層では約 2.6、乱流境界層で約 1.4 になる⁽¹¹⁾。表 2 の形状係数は、レイノルズ数 Re_{out} が 13.6×10^4 以上では乱流境界層に近いが、 Re_{out} が 9.0×10^4 以下では、層流境界層に近く

なる。したがって、レイノルズ数の低下に伴う壁面近傍流れの変化は、境界層が乱流から層流に変化したことが原因である。

3.2 静翼出口の流れ

3.2.1 全圧損失分布

図6に、各レイノルズ数における静翼出口での全圧損失分布を示す。レイノルズ数の低下に伴って、後縁部分での全圧損失が増加している。これは、翼負圧面上の流れが、レイノルズ数の低下によって層流剥離するためである。ハブ側壁面とチップ側壁面近くの負圧面側 (SS) には、正圧面側 (PS) よりも全圧損失の大きな領域が広がり、レイノルズ数の低下による二次流れの増大が影響を与えている。特にハブ側壁面近くには、大きな損失ピーク ($Re_{out}=4.5 \times 10^4$ では 1.046, $Re_{out}=27.1 \times 10^4$ では 0.622) が発生している。この損失領域は、ハブ側壁面上の流路渦と後縁ウェーク内の渦の干渉によって生じる (詳細については、3.2.3「3次元流れの構造」の項に後述する)。

図7に、全圧損失の半径方向分布を示す。レイノルズ数が低くなると、全ての半径方向位置で、損失が増加している。これは、負圧面側で剥離が発生することと二次流れが増加することが原因である。ハブ側での損失の増加は著しく、 $Re_{out}=4.5 \times 10^4$ での損失の最大値は、 $Re_{out}=27.1 \times 10^4$ での最大値に比べ、3倍以上になっている。

3.2.2 全圧損失 (断面平均値)

一般に、タービン翼列で発生する損失は、形状損失 (翼面上で発達した境界層による損失)、二次損失 (流路渦などの二次流れによる損失)、翼先端漏れ流れ損失の3

つに分類されてきた⁽¹²⁾。本実験のような3次元流れ場での損失を完全に分類することは難しいが、損失の原因を理解するためには、形状損失と二次流れ損失を見積もる必要がある。そこで、Sharma⁽¹²⁾やGregory-Smith⁽¹³⁾と同様の方法を用い、各損失を求めた。図8に、損失の分類方法を説明する。静翼入口での損失 (図8の上部左) は、全圧損失の半径方向分布 (図4(b)) から、チップ側およびハブ側の境界層損失を求めた。静翼出口での損失 (図8の上部右) は、図7の全圧損失の半径方向分布で、ミッドスパン近傍の分布から最小自乗法で近似直線を求め、この線の内部を形状損失、外部を二次損失と分類した。

図9に、レイノルズ数の低下が損失 (断面質量流量平均値) に与える影響を示す。また、表3に、本実験での最低レイノルズ数 $Re_{out}=4.5 \times 10^4$ の場合と、本実験での最高レイノルズ数 $Re_{out}=27.1 \times 10^4$ の場合の各損失値を示す。

入口損失 $C_{Pt_{in}}$ は、入口壁面の境界層による損失である。レイノルズ数の低下に伴って、入口損失も増加する。これは図5と表2に見たように、レイノルズ数が低下するほど、境界層の厚さが増加することに起因するが、出口損失と比較すると入口損失の増加量は少ない。

正味総全圧損失 (翼列損失) $C_{Pt_{out,n}}$ は、出口損失 $C_{Pt_{out,g}}$ から入口損失 $C_{Pt_{in}}$ を引いて求められ、翼列内部で生じる損失を意味する。正味総全圧損失 $C_{Pt_{out,n}}$ は、レイノルズ数の低下とともに、急増している。レイノルズ数 Re_{out} が 4.5×10^4 の時の総全圧損失 (0.0770) は、 $Re_{out}=27.1 \times 10^4$ の時 (0.0424) の1.8倍にまで達して

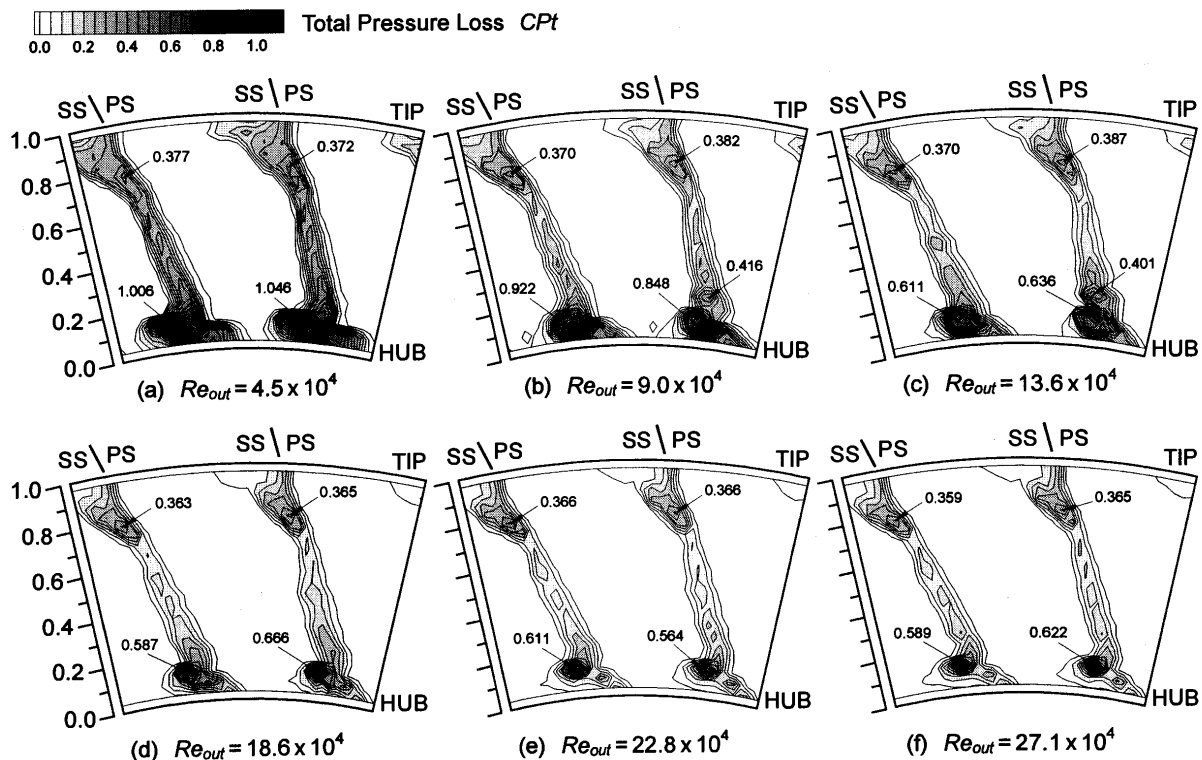


図6 各レイノルズ数における静翼出口での全圧損失分布 (軸方向位置 $z/C_{ax}=1.156$)

いる。

正味総全圧損失 $CPT_{out,n}$ は、さらに形状損失と二次損失に分割できる。形状損失 CPT_p も、レイノルズ数の低下とともに増加し、 $Re_{out} = 4.5 \times 10^4$ の時の形状損失 (0.0478) は、 $Re_{out} = 27.1 \times 10^4$ の時 (0.0298) の 1.6 倍である。

二次流れ損失に対するレイノルズ数の影響を検討する際には、入口境界層の変化の影響を取り除くために、静翼出口の二次損失 $CPT_{s,g}$ から入口境界層の損失 CPT_{in} を差し引いた正味二次損失 $CPT_{s,n}$ を用いる。正味二次損失 $CPT_{s,n}$ も、レイノルズ数の低下とともに急増し、 $Re_{out} = 4.5 \times 10^4$ の時の正味二次損失 (0.0292) は、 $Re_{out} = 27.1 \times 10^4$ の時 (0.0126) の 2.3 倍に増えている。チップ側について、ハブ側の二次損失の増加が著しい。

3.2.3 3次元流れの構造

流れの構造を明らかにするために、図 10 と図 11 に、静翼出口での速度、二次流れ、静圧、流れ角、渦度、乱れ度の分布を示す。図 10 は、低レイノルズ数での流れ、図 11 は、高レイノルズ数での流れである。

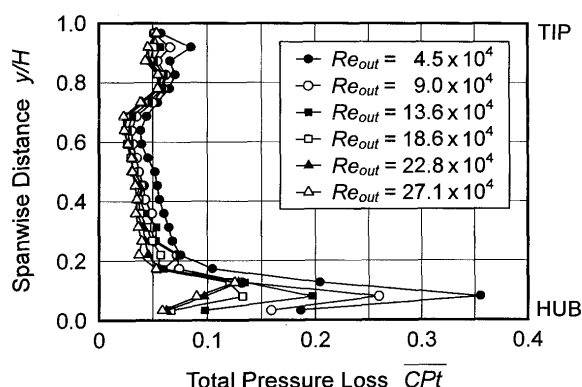


図 7 全圧損失の半径方向分布

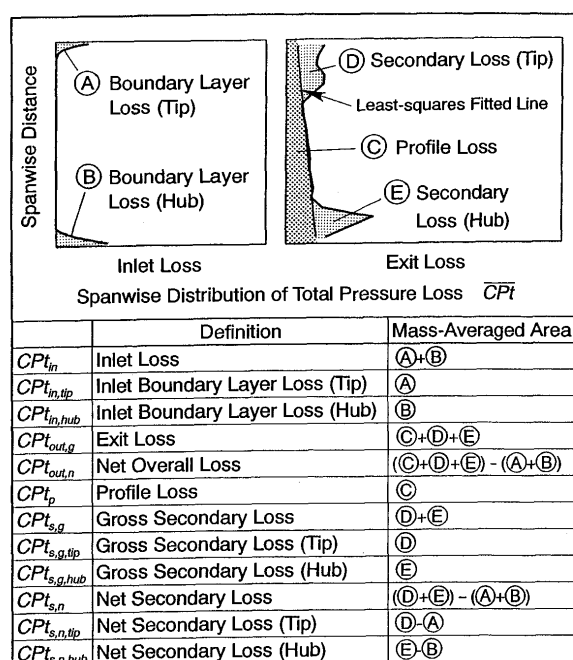


図 8 損失の分類方法

図 10(a) と図 11(a) の速度分布では、静翼の後縁ウェークに沿って速度が低くなっている。さらに、負圧面側のチップ壁面とハブ壁面の近くには、二次渦の影響による低速域が存在する。レイノルズ数が低下するほど、これらの低速領域が増加している。

図 10(b) と図 11(b) の静圧分布は、静翼出口での流れの旋回の影響で、ハブ側よりもチップ側が高くなる。翼後縁のウェークでは速度が低いため、主流に比べて静圧が高くなる。レイノルズ数が低下するほど、主流とウェークでの静圧差が大きくなり、静圧分布の歪みが増えている。また、低レイノルズ数 $Re_{out} = 4.5 \times 10^4$ では、ハブ側に二次流れによる静圧の低下が観察できる。

図 10(c) と図 11(c) の流れ角分布は、翼後縁の正圧面側で流れ角が小さく、負圧面側で流れ角が大きい。この原因として、後縁での正圧面側と負圧面側の翼角度の違いと、正圧面上と負圧面上での境界層の発達の違いが挙げられる。低レイノルズ数では、境界層の増加と剥離の発生により、正圧面側と負圧面側の流れ角の差が増える。

図 10(d) と図 11(d) の二次流れベクトル分布と、図 10(e) と図 11(e) の渦度分布は、同時に検討を行う。二次流れベクトルは、各測定点での流れを、平均設計流れ方

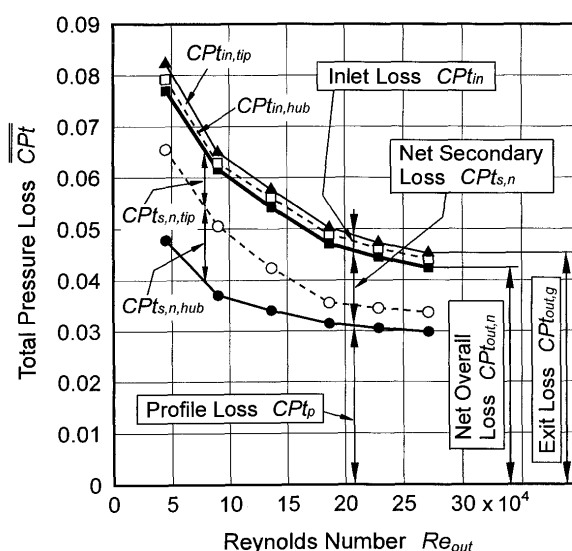
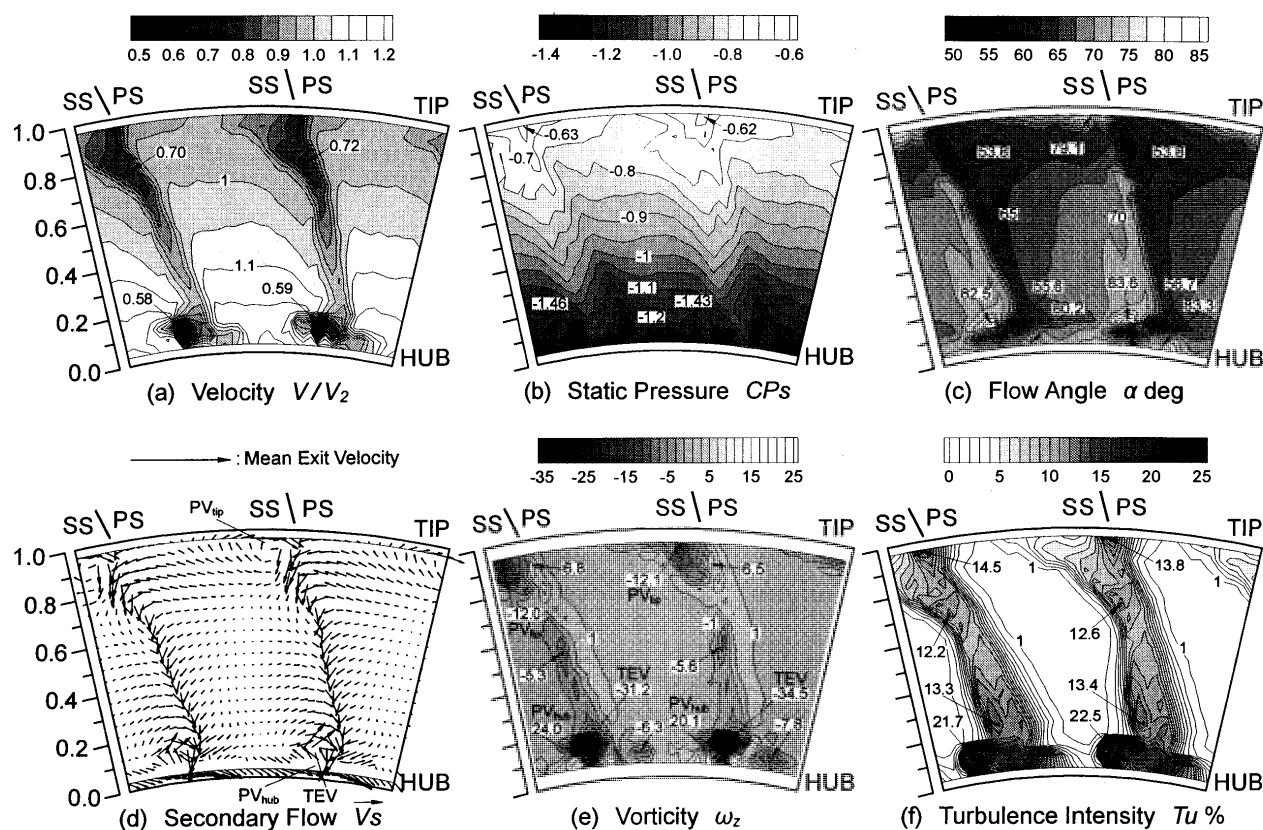
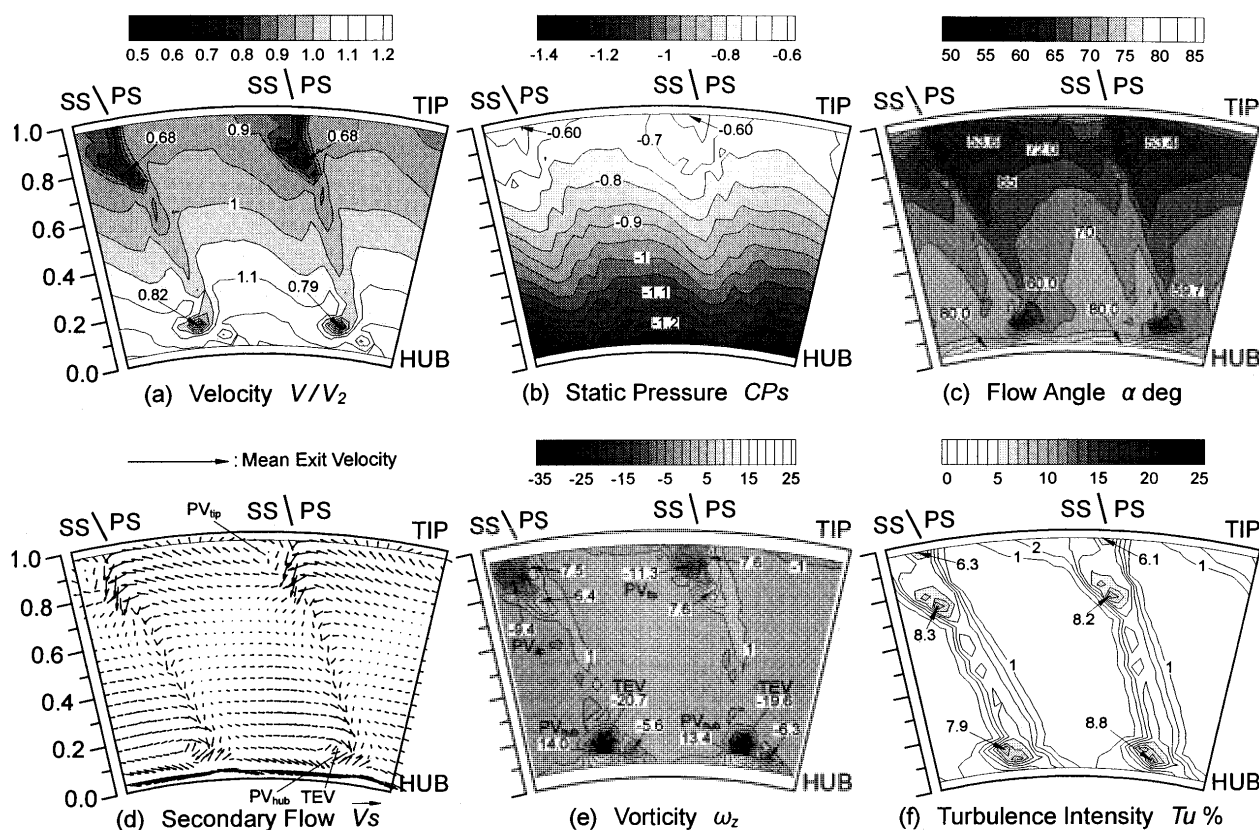


図 9 レイノルズ数が損失に与える影響

表 3 $Re_{out} = 4.5 \times 10^4$ と 27.1×10^4 における損失値

Losses		$Re_{out}=4.5 \times 10^4$		$Re_{out}=27.1 \times 10^4$	
Exit Loss	$CPT_{out,g}$	0.0823	----	0.0452	----
Inlet Loss	CPT_{in}	0.0053	----	0.0028	----
Tip					
	$CPT_{in,tip}$	0.0031	----	0.0011	----
Hub					
	$CPT_{in,hub}$	0.0022	----	0.0017	----
Net Overall Loss	$CPT_{out,n}$	0.0770	100%	0.0424	100%
Profile Loss	CPT_p	0.0478	60.1%	0.0298	70.3%
Net Secondary Loss	$CPT_{s,n}$	0.0292	39.9%	0.0126	29.7%
Tip					
	$CPT_{s,n,tip}$	0.0115	18.0%	0.0087	20.5%
Hub					
	$CPT_{s,n,hub}$	0.0177	21.9%	0.0039	9.2%

図 10 静翼出口での速度，二次流れ，静圧，流れ角，渦度，乱れ度（低レイノルズ数 $Re_{out} = 4.5 \times 10^4$ ）図 11 静翼出口での速度，二次流れ，静圧，流れ角，渦度，乱れ度（高レイノルズ数 $Re_{out} = 27.1 \times 10^4$ ）

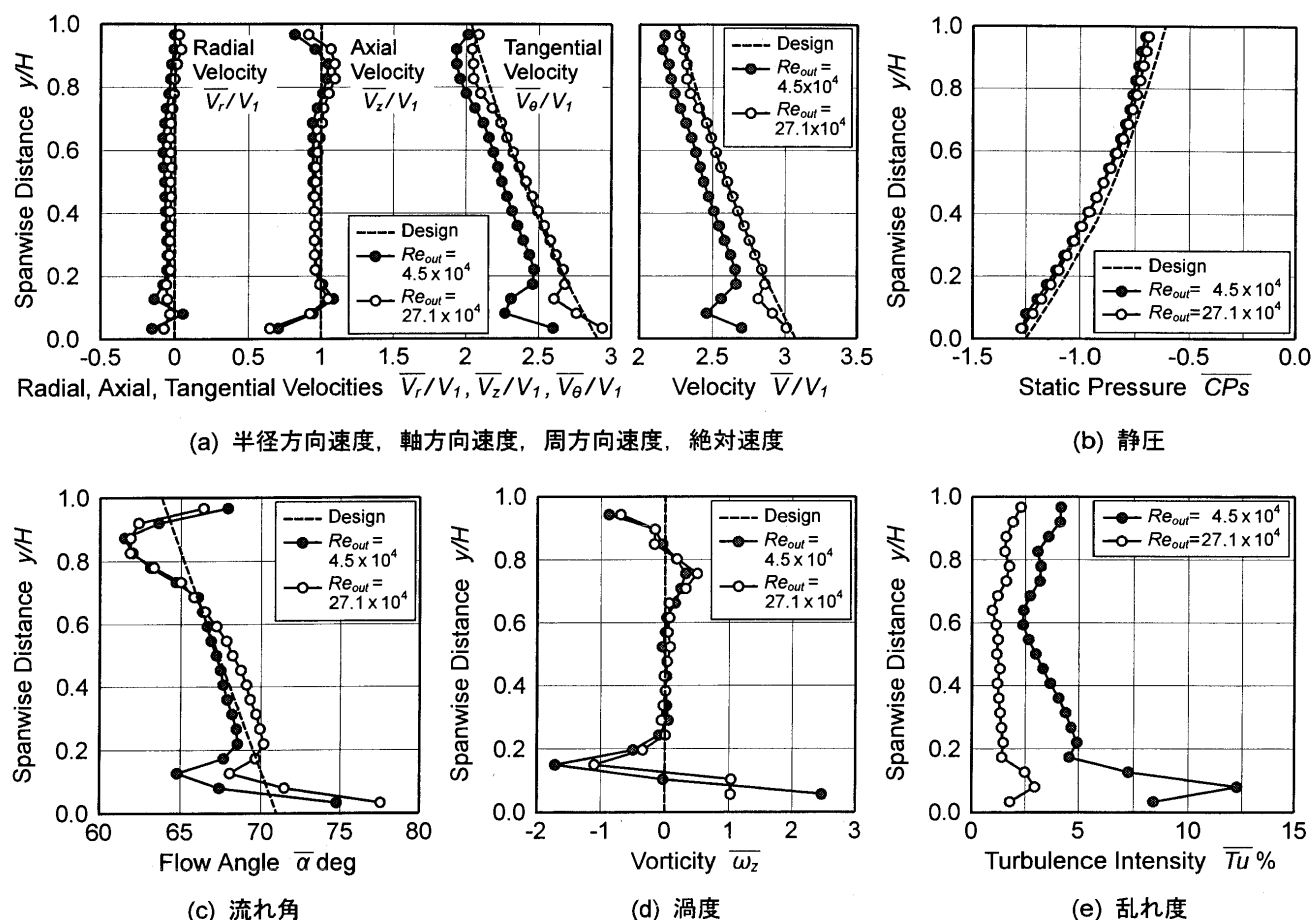


図12 静翼出口での速度, 静圧, 流れ角, 渦度, 乱れ度の半径方向分布

向 (67.35 deg) に垂直な面に投影したベクトルと定義した。また、渦度は、下流側から見て反時計回りの渦を正と定義した。

二次流れベクトル分布から、チップ側壁面近くの翼負圧面側に、時計回りの流路渦 (図中の PV_{tip}) が観察される。流路渦は、壁面境界層が翼列内部の圧力勾配によって翼負圧面上に巻き上がることによって生じる⁽¹²⁾。チップ側流路渦 PV_{tip} の渦度は、 $Re_{out} = 4.5 \times 10^4$ では -12.1, $Re_{out} = 27.1 \times 10^4$ では -11.3 で、レイノルズ数の低下により、渦がわずかに強くなる。チップ側の流路渦と静翼後縁のウェークが接する部分 ($y/H = 0.8 \sim 0.9$) では、流路渦とウェークの干渉によって強い半径方向内側向きの流れになり、反対向きの渦 (正の渦度, 時計回り) が発生する。

静翼後縁のウェークの中には、半径方向内側向きの流れが存在している。これは、半径方向の圧力勾配 (図 10(b) と図 11(b) の静圧分布) の影響で、ウェーク内部の低速流れ (高損失流れ) がチップ側からハブ側に移動することが原因である。低レイノルズ数では、ウェークが増大するため、内側向きの流れがより強くなっている。

後縁ウェーク内の内側向きの流れは、ハブ側壁面近くに蓄積して巻き上がることによって、時計回りの強い渦 (図中の TEV) を形成している。この後縁渦 TEV は、レイノルズ数の低下により急激に強くなる。さらに下側の

ハブ側壁面近傍の負圧面側には、反時計回りの流路渦 (PV_{hub}) が観察される。ハブ側流路渦 PV_{hub} も、他の渦と同様にレイノルズ数が低下するほど渦度が大きくなる。翼後縁の内側向き流れによる渦 TEV の存在によって、ハブ側の流路渦 PV_{hub} は壁面近くに留まる。流路渦 PV_{hub} の右側には、流路渦に付随した小さな渦が存在している。後縁渦 TEV と流路渦 PV_{hub} が衝突して強い干渉を引き起こすことにより、前述の全圧損失分布 (図 6) で観察した、ハブ側壁面近くの大きな損失ピークが発生する。このような流れは、半径方向に圧力勾配のある環状翼列に特有の現象であり、Zaccaria ら⁽¹⁰⁾ も同様のタービン静翼の流れを捉えている。レイノルズ数の低下に伴って、後縁渦と流路渦の両方が強くなって衝突し合うため、ハブ側の全圧損失が急増する (図 7)。

図 10(f) と図 11(f) の乱れ度分布では、ウェークと二次流れの部分で乱れ度が高くなっている。低レイノルズ数の場合には、乱れ度が極めて大きくなっている。

3.2.4 三次元流れの半径方向分布

図 12 に、静翼出口での速度, 静圧, 流れ角, 渦度, 乱れ度の半径方向分布を示す。図 12(a) の速度分布では、絶対速度 (図中右) に加えて、半径方向, 軸方向, 周方向の各速度成分 (図中左) も示した。なお、この図の速度は、全て静翼入口速度で無次元化して、入口流れに対する出口流れの増速率が分かるようにした。高レイノル

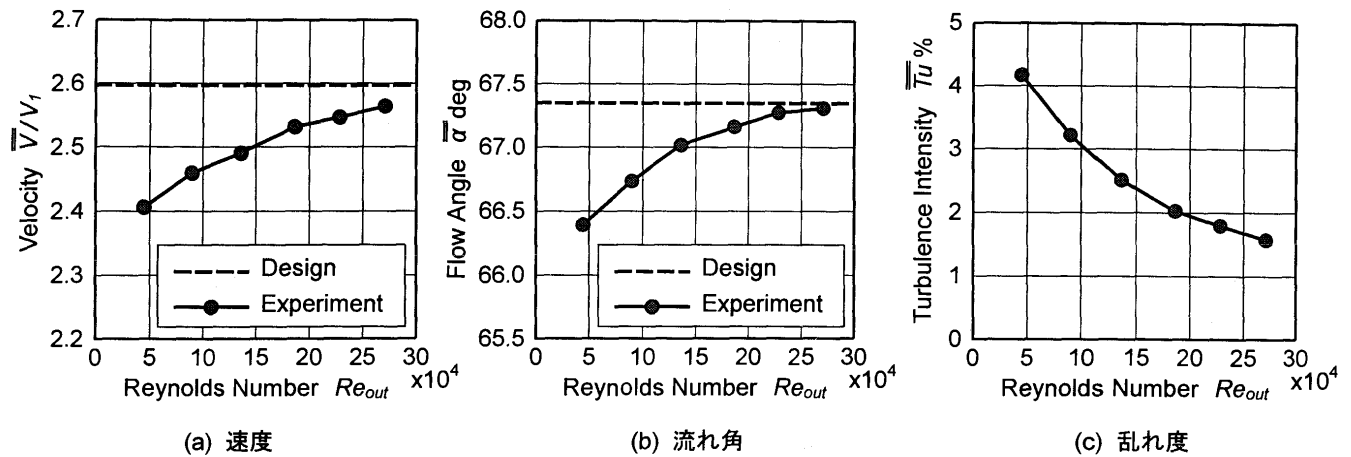


図13 静翼出口での速度，流れ角，乱れ度の質量流量平均値に対するレイノルズ数の影響

ズ数 $Re_{out} = 27.1 \times 10^4$ の場合には，ミッドスパン付近は，設計値とほぼ一致しているが，壁面近くでは二次流れの影響で設計値との差が大きい。レイノルズ数が低くなると，ウェークと二次流れの増加が原因となって，周方向速度と絶対速度が，半径方向全体で設計値よりも低くなる。図12(b)の静圧分布では，流れの旋回により半径方向に大きな圧力勾配が生じている。レイノルズ数の低下によって，両側壁面近くの静圧がわずかに低くなる。図12(c)の流れ角分布では，二次流れの影響によって壁面近くで設計値との差が大きい。レイノルズ数が低下すると，流れ角が少なくなる。図12(d)の渦度分布では，レイノルズ数の低下によって，二次流れが増大し，壁面近くの渦度が大きくなる。特にハブ側壁面近くの渦度の変化が大きい。図12(e)の乱れ度分布でも，レイノルズ数の影響は非常に大きく，レイノルズ数の低下によって，半径方向全体に渡って乱れ度が増加している。

3.2.5 速度，流れ角，乱れ度（測定面での平均値）

図13に，測定面全体で質量流量平均した速度，流れ角，乱れ度を示す。図13(a)の速度と図13(b)の流れ角は，高レイノルズ数では設計値に近いが，レイノルズ数が低下すると速度，流れ角ともに減少する（速度-7.3%，流出角-0.95 deg）。図13(c)では，レイノルズ数の低下とともに，乱れ度が急増し， $Re_{out} = 4.5 \times 10^4$ の時の乱れ度(4.17%)は， $Re_{out} = 27.1 \times 10^4$ の時(1.57%)の2.7倍に達する。

4. まとめ

低レイノルズ数域での環状タービン静翼出口の3次元流れを，5孔ピトー管と熱線流速計により測定した。

- (1) レイノルズ数の低下によって，負圧面側の剥離や二次流れの増大が生じて，翼後縁部分と壁面近傍の翼負圧面部分の全圧損失が増加した。
- (2) 全圧損失の断面平均値を，形状損失や二次損失に分離し，レイノルズ数の影響を検討した。レイノルズ数が $Re_{out} = 27.1 \times 10^4$ から 4.5×10^4 まで低下すると，総全圧損失，形状損失，二次損失は，2倍程度に増えた。

- (3) 速度，静圧，流れ角，二次流れベクトル，渦度，乱れ度の分布から，翼後縁からのウェーク，壁面近くの流路渦，それらに付随する渦の挙動を捉えた。レイノルズ数の低下によって発生する，速度と流出角の減少，渦度と乱れ度の増加などの現象を定量的に把握した。

謝辞

本研究は，科学技術振興事業団との間で戦略的基礎研究推進事業の一環として契約された「資源循環・エネルギーミニマム型システム技術」研究領域内の「超小型ガスタービン・高度分散システム」研究の成果である。

参考文献

- (1) 日本ガスタービン学会誌，特集「300 kW セラミックガスタービン」，Vol. 27，No. 5 (1999-9)，pp. 297-338
- (2) Hunter, I. H., ASME Journal of Engineering for Power, Vol. 104 (1982-1), pp. 184-193
- (3) Joslyn, D., and Dring, R., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114 (1992-1), pp. 61-70
- (4) Schulte, V., and Hodson, H. P., ASME Paper No. 96-GT-486 (1996)
- (5) Murawski, C. G., et al., ASME Paper No. 97-GT-95 (1997)
- (6) Van Treuren, K. W., et al., ASME Paper No. 2001-GT-164 (2001)
- (7) Bons, J. P., et al., ASME Paper No. 2001-GT-190 (2001)
- (8) Halstead, D. E., et al., ASME Paper No. 95-GT-461-464 (1995)
- (9) Sieverding, C. H. et al., ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106 (1984-4), pp. 437-444
- (10) Zaccaria, M., and Lakshminarayana, B., AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 1 (1995-1), pp. 55-63
- (11) Schlichting, H., Boundary Layer Theory, 7th Edition, (1979), p. 454, McGraw-Hill Inc
- (12) Sharma, O. P., and Butler, T. L., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 109 (1987-4), pp. 229-236
- (13) Gregory-Smith, D. G., and Cleak, J. G. E., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 114 (1992-1), pp. 173-183

電気自動車普及のためのマイクロガスタービン発電機を利用したハイブリッドガスステーションの提案

“Hybrid Gas Station” System with a Micro Gas Turbine Generator for the Spread of Electric Vehicles

鈴木 重徳^{*1}
SUZUKI Shigenori

西岡 義弘^{*1}
NISHIOKA Yoshihiro

田中 淳弥^{*2}
TANAKA Junya

是松 孝治^{*2}
KOREMATSU Koji

キーワード：電気自動車，充電インフラストラクチャ，マイクロガスタービン，分散発電，燃費改善，排気ガス削減，エネルギーセキュリティ

Electric Vehicles, Infrastructure of Battery Charger, Micro Gas Turbine, Distributed Power Generation, Energy Saving, Emission Reduction, Energy Security

Abstract

The lack of batteries charge infrastructure and the short cruising range have prevented the spread of electric vehicles (EV). In order to solve this problem, we are going to propose a new type of gas station system, “Hybrid Gas Station” (HGS). The HGS is equipped with a micro gas turbine (μ GT) generator and battery chargers for EV to provide energy to gas engine vehicles and EV. This system can run on conventional fuels such as kerosene which are available through existing gas syndicate networks and can take advantage of μ GT's high energy efficiency and low emission. The calculated results of energy and emission evaluations show that the HGS with a 75 kW μ GT can achieve significant fuel saving and 77% CO₂ and 82% NO reduction in comparison to the gas engine vehicles, assuming that they both go the same cruising distance. It can also contribute energy securities with low emission when it becomes one of the distributed generator systems.

Thus, it is likely that our proposed system will become a realistic migration path for the next generation of energy system for automobiles.

1. 緒論

エネルギーの大量消費を伴う高度に技術化した社会に住む我々にとって、この恩恵を持続させたいと望むなら「エネルギー資源の有効利用」と「環境の保全」は常に心がけなければならない課題である⁽¹⁾。

また、COP7 気候変動枠組条約第7回締約国会議（モロッコ，マラケシュ）⁽²⁾においては、京都議定書⁽³⁾の運用ルールが合意され、主な温室効果ガスであるCO₂排出量の大幅な削減が求められている。この京都議定書で日本に課せられたCO₂排出量の削減率は、2012年までに1990年の6%減である。現在、我が国が消費するエネルギーのうち、自動車占める割合は約22%であり⁽⁴⁾、CO₂排出量を大幅に削減するためには、自動車の燃費を大幅改善することが期待されている。

本研究では、石油系燃料を使用しながら自動車の燃費とCO₂とNO_x排出量を飛躍的に改善する新しいシステムとして、“ハイブリッドガスステーション”(Hybrid Gas Station : HGS)を提案する。

2. 本研究で提案しているHGSの意義

2.1 ハイブリッド車の優位性

図1は、現在市場に投入されている主な乗用車の10・15モードにおける燃費と車両重量の関係⁽⁵⁾を示している。

最近のガソリンエンジン車（GV）への燃費改善の新技术としては、希薄燃焼エンジン、筒内直噴射エンジンなどが提案され、各メーカーはこれらの技術開発に莫大な投資をおこなっている。図1をみると、これらの新技术を適用したガソリンエンジン車は、一般車にくらべて10数%程度の燃費改善を実現していることがわかる。

一方、現在市場に投入されている、いわゆるハイブリッド車（HEV）の燃費の値は、同等の車両質量の新技术GVと比較した場合、飛躍的に向上していることがわかる。

原稿受付 2002年3月13日

*1 工学院大学大学院

〒192-0015 東京都八王子市中野町 2665-1

*2 工学院大学機械工学科

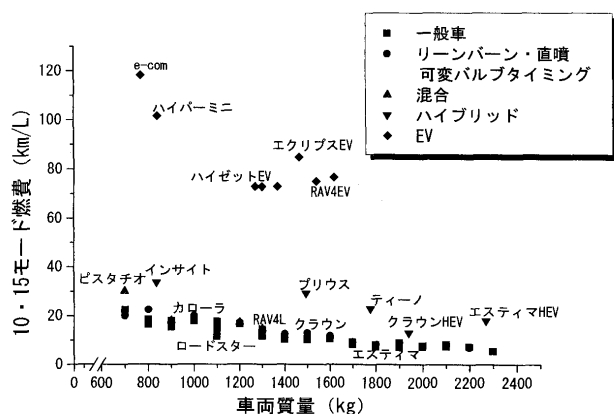


図1 主な乗用車の10・15モード燃費と車両質量

この理由は、異なる2つの動力源を組み合わせているHEVにおいては、(1)ガソリンエンジンは効率の高い領域を主として運転される、(2)ガソリンエンジンの効率が悪い領域ではモータで運転する、(3)減速時にはエネルギー回生を行うことによって燃費を向上させている⁽⁶⁾からである。

2.2 EVのポテンシャルと解決すべき問題点

さらに、図1によると、ガソリンの低発熱量を基に換算した純電気自動車(EV)の燃費は、HEVの値を大幅に上回っていることがわかる。ただし、EVの燃費は、発電所の熱効率や送電時の損失などを考慮しておらず、他と同等の比較のためにはこれらを考慮しなければならない。EVの利点には、燃費の良さだけでなく、電力源の一次エネルギーが多様である、走行中の車両からの排ガスがない、走行騒音が低いなどがあげられる⁽⁷⁾⁽⁸⁾。

しかし、EVは市場に広く受け入れられているとはいえない。その理由としては、充電用スタンド(充電インフラストラクチャ)が整備されていない、バッテリーの性能と一充電走行距離が不十分である⁽⁹⁾、車両価格が高いことが主なものとしてあげられる。EV用の電池の研究は、精力的に進められており、近い将来より高性能のEV用電池の登場が期待されている。また、車両価格の問題は、EVの普及が進めば、量産効果などによって解決すると考えられる。したがって、ガステーション(GS)並みの充電スタンドが提供されていないことこそが、EV普及の本質的な障害となっていると考えられる。このことは、HEVが在来GSからエネルギー供給を受けられるために急速に普及したと考えれば、明らかである。

2.3 HGSの提案

これらの状況を踏まえて、本論文では、ガステーションに、EV用充電インフラストラクチャとして、分散型発電機とEV用充電器を設置した“ハイブリッドガステーション”を提案する。この命名は、HEVの発電動力源を自動車からガステーションに下ろして共有するという、HEVとのアナロジーによるものである。

HGSは、二次電池を搭載したEVの普及を目指すも

のとして提案しているが、同時に現状の電気の源が石油系燃料であることを如実に示すものである。これは、走行中に排ガスを出さないゼロ・エミッション・ビークルの代表であるEVの問題点を露呈することでもある。HGSは、自然エネルギーとEVの組み合わせなどの「夢のシナリオ」ではなく、石油系燃料とそのネットワークを基軸においたEVを普及させるための極めて現実的なシナリオである。

本研究では、HGSに設置する分散型発電機として、近年注目を集めているマイクロガスタービン(μ GT)⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾⁽¹²⁾を用いた場合について、HGSとEVの組み合わせが自動車からのCO₂、NO_xの排出量どの程度削減できるかを計算することで、HGSがエネルギーの有効利用と環境保全に資するシステムであることを明らかにする。また、HGSにおけるコージェネレーション・システムとしての活用⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾についても検討する。さらに、エネルギーセキュリティの観点から、最近のカリフォルニアの電力危機⁽¹⁵⁾⁽¹⁶⁾にみられる電力自由化に伴うリスクや災害時などの電力供給の緊急事態への対応策の一つとして、HGSの分散型発電システムとしてのポテンシャルについても試算する。

3. HGSのシステム

3.1 HGSとEVの組み合わせによる優位性

HGSとEVの組み合わせ(HGS+EV)は、EVとHEVが在来のGVに対して持っている利点に加えて、以下のような、EVと分散発電システムの優位性を自明的に併せて持っている。

- (1) 発電の動力源を定常状態で動作させることによる効率改善。
- (2) 発電の動力源が地上に固定されていることによる排ガス対策の容易性。
- (3) 発電の動力源が地上に固定されていることによる排熱を有効利用するコージェネレーション・システムの適用。
- (4) 車両そのものの部品点数の削減、発電設備の共用による、製造コスト、保守コストの低減。

3.2 HGSの発電動力源としての μ GTの利点

μ GTは、(1)高効率でシンプルな構造である、(2)環境負荷が非常に低い(特にNO_xが低い)、(3)長い寿命と低コスト化が可能、(4)排気温度が比較的低いことによるコージェネレーション対応の容易さなどの利点がある⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾。

ここでは、HGSの動力源として利用可能な、 μ GTの例として、75 kW以下の主要な μ GTの出力と効率を表1に示す。

第4章では、これらの実際の μ GTのデータを基に評価計算を行う。

3.3 HGSの基本システム

最も単純なHGSの基本システムを図2に示す。現在

表1 代表的な各社マイクロガスタービンの出力と効率

マイクロガスタービン番号	メーカー	型式	出力 (KW)	効率 (%)
1	Capstopne Turbines Corporation	Model 330	28	26
2	Volvo / ABB	-	38	28
3	Ebara / Elliott Energy Systems	TA 45	45	30
4	Honeywell Power Systems	Parallon 75	75	28

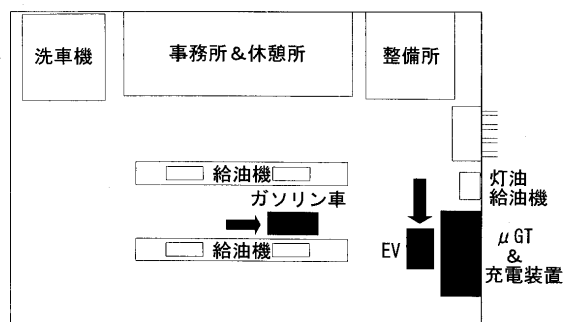


図2 マイクロガスタービンを用いたHGSのシステムモデル

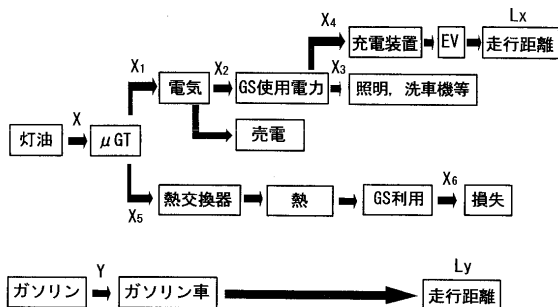


図3 HGSの基本的なエネルギーフロー

のGSが通常備えている給油機（ガソリン，ディーゼル軽油，暖房用の灯油）と洗車機の基本設備があり，事務所と休憩所および整備所がある。HGSはこれに加えて， μ GT発電装置とEV用の充電装置を備える。

4. HGSの効果

現在の技術レベルで，HGSがエネルギー資源の節約と環境保全にどの程度効果があるのかを具体的に議論する。

4.1 HGSシステムのエネルギーフロー

図3にHGSの基本的なエネルギーフローを示す。

ここでは，議論を単純にするためHGSで販売する燃料はガソリンのみとし，ディーゼル軽油の販売はしていないものとする。また， μ GT発電機の燃料は灯油とし，EVの電池に充電して販売する。図3中の記号X，Yは一つのHGSで1日あたりに供給するガソリンおよび灯油（発電用）のエネルギー（J）を示す。灯油は，Xが消費され， X_1 の電力量を生み出す。GSで消費される電力は X_2 となり，電力消費は施設内での利用 X_3 とEVへの充電 X_4 の二つに分けられる。一般に μ GTの発電量とHGSの電力使用量は一致しないので， $X_1 > X_2$ の余剰電

力は系統連結により電力会社に売電できる。（ $X_1 > X_2$ の場合）。 X_5 は μ GTの利用できる排熱であり， X_6 はその損失である。一方，ガソリンはYが給油機からGVに供給される。HGSで販売するエネルギーは X_4 とYである。この価格の決定にはEVの走行距離 L_x とガソリン車の走行距離 L_y がパラメータになる。ここで，このHGSから充電されたEVの1日ののべ走行距離と，このHGSでエネルギーを供給されたすべての車両の一日の総走行距離との比 $L_x/(L_x+L_y)$ を「EV限界普及率」と定義する。すなわち，走行距離を基準としたEVのシェアの上限を表している。

4.2 HGSシステムのエネルギー評価

HGSのポテンシャルを評価するために，図3で示したシステムをさらに単純化し，熱利用と，系統連結による売電は行わないものとする。すなわち， $X_1 = X_2$ ， $X_5 = 0$ となる。

筆者らの実地調査を基にして，以下の計算を行う。調査データの中で典型的なGSのガソリン販売量は12.1 kL/day，電力消費は924 MJ/dayであった。まず， μ GTの出力から X_1 が求められ，発電効率から X_2 が求められる。施設内の自家使用電力である X_3 は調査データを用いる。これによって， X_4 は，自明的に求められ，EVの電費（電力消費を燃費に換算した）から，EVの走行距離 L_x が求められる。

EVの電費はガソリン車からコンバートされた市販EV（トヨタRAV4L V EV）の10・15モード値（電費 $be = 7.86$ km/kWh）に基づいて試算した⁽²¹⁾。

HGSで燃料や電気を補充していく全車両の一日の総走行距離（ $L_x + L_y$ ）はEV限界普及率と無関係に一定であると仮定する。言い換えれば， L_x の増加分だけ L_y が減少することになる。本報告での $L_x + L_y$ は，調査されたGSの一日のガソリンの販売量から算出し，188,760 kmとする。 L_y からYの算出にあたってはEVと対応させて市販ガソリン車（トヨタRAV4L）の10・15モード値（燃費 $bf = 15.6$ km/L）を参考にした⁽¹⁸⁾。このようにして求めた，各社マイクロガスタービン毎のEVの走行距離と限界普及率を図4に示す。横軸は表1のマイクロガスタービン番号である。

図4から明らかなように，EVの走行距離とEVの限界普及率は，設置した μ GTの出力に応じて増える。これは， μ GTの発電量がHGS内での一定の消費とEV充電のみに使われると想定しているためである。

4.3 CO₂の発生量

このXとYの値から，HGSにおける一日当たりのCO₂の発生量が求められる。すなわち，CO₂排出量は，EV充電のための μ GT発電機（HGS+EV）からのCO₂排出量（燃料はC₁₂H₂₆とする）とHGSで給油されたGVからのCO₂排出量（燃料はC₇H₁₆とする）との和である。これに対して従来のGSからのCO₂排出量は，GSでの消費電力に対応する発電所でのCO₂排出量とGVから

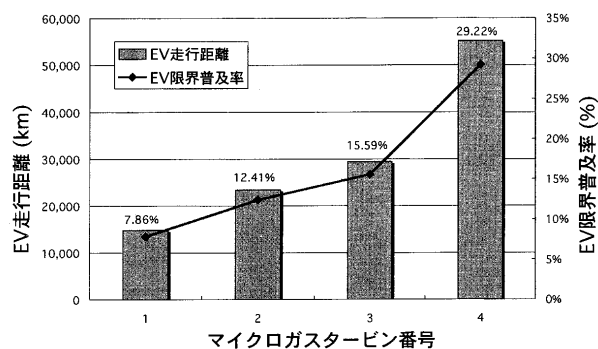


図4 EVの走行距離と限界普及率

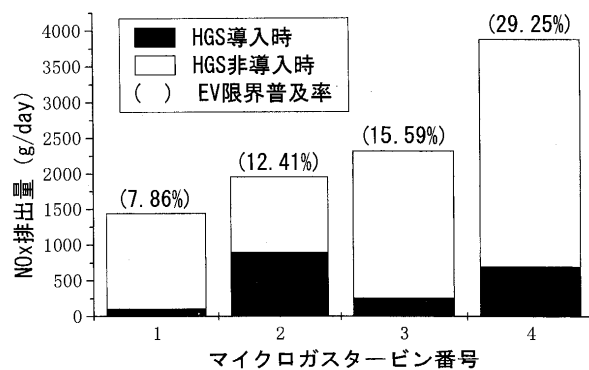
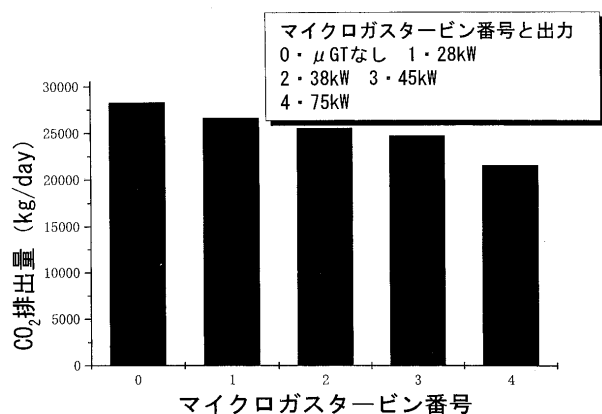
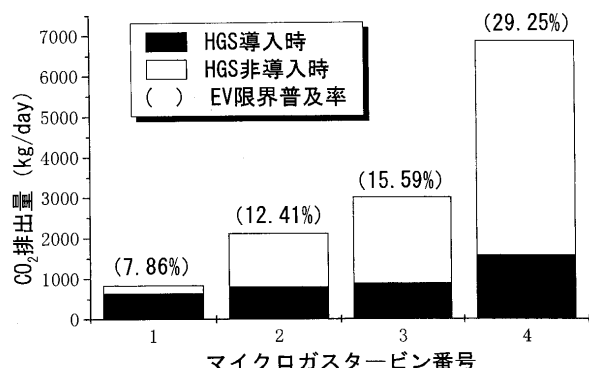


図7 HGS導入時における排出量の比較

図5 GV(0)とHGS+EV(1-4)のCO₂排出量図6 HGS導入時におけるCO₂排出量の比較

のCO₂の排出量の和である。このようにして計算されたHGSのCO₂の排出量を図5に示す。横軸は、表1のマイクロガスタービン番号である。ただし、0はμGTを設置しない場合、すなわち、従来のGV(トヨタREV 4L)のCO₂排出量を表している。

さらに、各μGT毎のEV走行距離Lxと同じ距離だけGVが走行したと仮定した場合の燃料消費から求められるGVのCO₂排出量とHGS+EVにおけるCO₂排出量の比較を図6に示す。

図5、図6から明らかなように、HGS+EVでのCO₂削減効果が認められ、μGTの出力容量が増えればCO₂の排出量が減少することが分かる。この理由は一定状態で運転されるμGTの熱効率は負荷変動を伴う自動車のガソリンエンジン熱効率に比べて高いためである。75

kWのμGTを用いた場合のCO₂排出量の削減率は77%である。

4.4 NOの排出量

μGTのNOおよびNO₂のデータは濃度として与えられているので、タービン通過流量を計算し、HGS導入時におけるNOおよびNO₂の排出量(g/day)を求めた。この際、NO₂はNOに換算して求めてGVとの比較をおこなった。この結果を図7に示す。

図7から明らかなように、HGS+EVでの顕著なNO削減効果が認められる。この理由は、CO₂の場合と同様に、EVのエネルギー効率が良いこと、μGTの熱効率が自動車のガソリンエンジンよりも高いこと、灯油によるμGT運転でのNO濃度が低いことによる。75kWのμGTを用いた場合のNO排出量の削減率は82%である。

このように、石油系の燃料を使って発電しても、EVを普及させることはCO₂、とNOの削減策としても大きな効果があることを強調したい。この理由は、EVが同じ走行距離を確保するために消費する燃料が原理的に、ガソリン車よりも少ないためである。

5. 発展型システム

より高いエネルギー効率のHGSを提案するために基本システムを発展させたシステムについて議論する。このシステムは仮にEV普及率がゼロであってもGSにとって魅力あるものであり、HGS導入の口火となり得るものと考えられる。

5.1 併設施設による排熱利用の効果

μGTは排熱を利用し易いという利点を持っている。そこで、4.2の計算で省いた排熱利用を考慮した場合、燃料とCO₂の削減効果はどのように変化するかを試算した。このときの熱利用量は、HGS施設の電力消費量($\epsilon=924$ MJ/day)を基準に計算し、この結果を表2に示す。

HGSで排熱利用を行ってもCO₂量が直接削減されるわけではない。排熱を利用すると本来その熱の利用のために消費されるはずであった燃料が削減される。ここでは、灯油ボイラを用いて発熱した場合の燃料消費量を基準に、排熱利用で削減された燃料の量を計算し、排熱利用

表2 排熱利用による燃料, CO₂の削減

熱利用量	CO ₂ 削減量	排熱利用率			
		番号1	番号2	番号3	番号4
0.5ε	31.2kg	25.8%	19.6%	17.0%	9.9%
ε	62.4kg	51.6%	39.2%	34.0%	19.8%
1.5ε	93.6kg	77.4%	58.8%	50.9%	29.7%
2ε	124.8kg	—	78.4%	67.9%	39.6%

ε=924MJ/day:GSの電力消費量

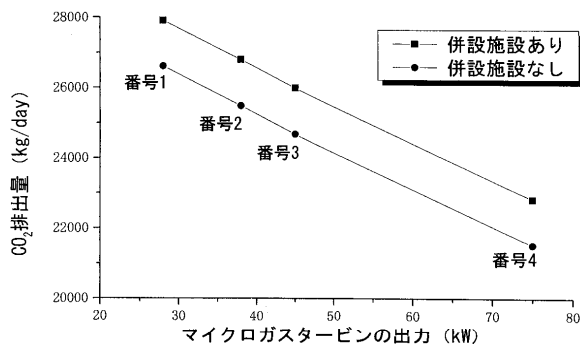
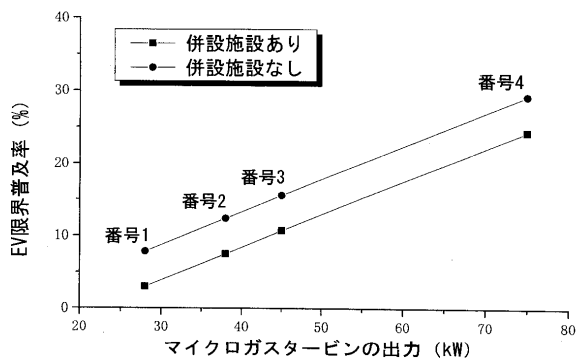
図8 併設施設の有無によるCO₂排出量の変化

図9 併設施設の有無によるEV限界普及率の変化

率は $(X_5 - X_6)/X_5$ である。排熱の利用によるCO₂の削減量は熱利用量とともに増えるのは当然である。そして、タービンの出力が上がれば排熱も増加するので、排熱の利用率が低くてもCO₂の削減ができる。

5.2 併設施設による電力利用の効果

併設施設による電力利用の効果をCO₂排出量とEV限界普及率によって考える。ここでは、計算例として、併設施設の電力消費はHGS施設での電力消費と同じ924 MJ/dayとする。

併設施設の有無によるCO₂排出量の変化を図8に示す。また、併設施設の有無によるEV限界普及率の変化を図9に示す。

図8, 図9より、併設施設を設けるとCO₂排出量は上がり、EV限界普及率は減少していることが分かる。これは、EV限界普及率の減少に伴いガソリン車の比率が増加し、その分のCO₂排出量が増加したためである。つまり、併設施設を設ける意味は、EV限界普及率が低い場合にμGTを部分負荷で運転せず、電力を有効利用することにある。

併設施設を設ける意味をさらに検討するために、併設

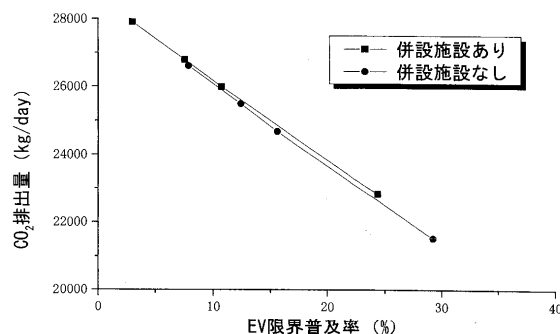
図10 併設施設の有無によるEV限界普及率とCO₂排出量の変化

表3 大都市圏のGS数

地域	都道府県	GS件数	地域GS合計
関東	東京	2678	8974
	神奈川	1933	
	埼玉	2055	
	千葉	2308	
東海	静岡	1982	6186
	岐阜	2956	
	愛知	1248	
近畿	大阪	2170	3945
	兵庫	1775	

施設の有無によるEV限界普及率とCO₂排出量の関係を図10に示す。

図10より併設施設の有無に関係なくEV普及率ごとのCO₂排出量は、ほぼ同じような変化をしている。併設施設を設けると、EV普及率が同一ならばμGTの出力は増大する。これにより期待されることは熱効率の増大によりCO₂が削減されることにある。これは、ここで用いたμGTの規模が出力の増大に対応して熱効率が改善されない範囲にあるからである。

5.3 分散発電システムとしてのHGS

μGTを設置したHGSが、分散発電システムとしてどの程度の発電量となるかを試算する。

全国のGSに関する1997年の統計資料⁽²³⁾から、関東、東海、阪神の大都市圏におけるGS数を表3に示す。

表3によると、関東の大都市圏（東京、神奈川、埼玉、千葉）のGSは合計8974カ所である。ここで、100以下の端数は切り捨て、8900カ所のGSのうちの50%が75 kW μGTでHGS化されたと仮定すると、その延べ発電量は約33.3万kWとなる。

資源エネルギー庁の資料⁽²⁴⁾によれば、現在計画中の原子力発電所の比較的小さなものは、

東北電力 宮城 女川3号

東北電力 新潟 巻1号

などがあり、82.5万kWの出力である。すなわち、首都圏のGSの50%がHGS化された場合の延べ発電量33.3万kWは、一つの原子力発電所の発電量のおよそ40%に相当する大きなものであるといえる。さらに、我が国の1998年度末の一般廃棄物による発電量は78.6万kWであり、上述の延べ発電量33.3万kWは、そのおよそ42%に相当する。

同様の計算を、東海の大都市圏（静岡、岐阜、愛知）について行くと22.8万kW、阪神の大都市圏（大坂、兵庫）について行くと14.6万kWの発電量が見込まれる。関東、東海、阪神の3つの地域で試算したHGS延べ発電量（75kW、50%普及）をあわせると70.7万kWとなる。これは、上述の原子力発電所における発電量のおよそ85%に相当する。

これらのことから、HGSによる分散発電がある程度普及すると、その発電量は原子力発電所に匹敵する十分な大きなものとなるので、新たに大きな発電施設を設置することが難しい大都市圏においては、HGSの導入はエネルギーセキュリティ対策にも寄与するといえる。

6. 結論

本論文では、マイクロガスタービン（ μ GT）による分散型発電機をガステーションに設置した“ハイブリッドガステーション”（HGS）を提案した。このHGSは、石油系燃料を使用して μ GTで発電された電力を電気自動車の充電に充てることで、E電気自動車に対してガソリン車と同等のエネルギー供給システムを実現することによって、その急速な普及を図るものである。

このシステムが、自動車のエネルギー消費と環境負荷の軽減にどの程度効果があるかを検討し以下の結論を得た。

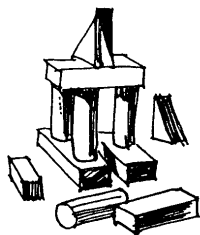
- (1) HGSに設置された μ GTは定格で運転されるため、負荷変動の大きなガソリン車のエンジンよりも熱効率が高い。したがって、 μ GTで発電した電力で電気自動車を走らせれば、燃料の発熱量を基準とした燃費が改善される。
- (2) HGSの導入で、燃費が改善されれば、CO₂の排出量は削減する。典型的なガステーションに、75kWの μ GTを設置した場合、CO₂排出量の改善率は77%である。
- (3) NOの排出量については、82%の大きな改善が得られる。これは、定格運転される μ GTの排出NO特性が極めて低いことによる。
- (4) HGSの基本システムでは上述のような効果が認められるが、排熱利用によって、その効果はさらに拡大する。また、店舗や娯楽施設などを併設することで電力や温水の需要が大きくなると、より熱効率の高い μ GTが設置可能となる。
- (5) 関東の大都市圏におけるGSの50%が、上述の μ GTによるHGSに転換できれば、その総発電量は33.3万kWとなる。これは、小型原子力発電所の約40%の発電量に相当する。すなわち、HGSは、分散発電システムとして大都市圏でのエネルギーセキュリティにも寄与する。
- (6) HGSで必要な技術や設備はすでに開発されており、現時点においても、このシステムは容易に実現できる。このシステムの導入によって、既存の石油系燃料の供

給システムを活用しながら、電気自動車の充電インフラストラクチャを提供できる。

本システムの導入に際して、さらに利便性を高めるためには、急速充電装置およびEV用カートリッジ式二次電池の開発が期待される。また、新しいインフラストラクチャとしてHGSを社会的に受け入れられ易くするためには、HGS周辺住民の理解を得るため更なる μ GTの環境負荷低減が必要となろう。

参考文献

- (1) 鍋島淑郎, 森棟隆昭, 是松孝治, 環境工学入門 (1997), 産業図書
- (2) <http://www.unfccc.de/cop7/index.html>, (2001), UNFCCC
- (3) 環境庁地球温暖化対策研究会, 気候変動に関する国際連合枠組条約京都議定書(和文), <http://www.env.go.jp/earth/cop3/kaigi/kyoto01.html> (1997)
- (4) 資源エネルギー庁, エネルギー 2001, pp.11-64, (2001), 電力新報社
- (5) <http://www.mlit.go.jp/jidosha/nenpi/nenpilist/nenpilist.htm> (2001), 国土交通省
- (6) 碓義朗, ハイブリッドカーの時代 (1999), 光人社
- (7) 清水浩, 電気自動車のすべて-第二版- (1998), 日刊工業新聞社
- (8) 逢坂哲也他, 電気自動車, pp.11-38 (2000), 丸善
- (9) 原田省三, 是松孝治, 日本エネルギー学会誌, 53-58, No. 78 (1999)
- (10) 内山洋司, 日本機械学会誌, Vol.104, No.989, pp.219-222, (2001.4)
- (11) 三浦千太郎, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, pp.134-140 (2001.5)
- (12) 吉識晴夫, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, pp.123-128 (2001.5)
- (13) 三浦千太郎, 日本機械学会誌, Vol.104, No.989, pp.214-218 (2001.4)
- (14) 内山洋司, 日本機械学会誌, Vol.104, No.989, pp.219-222, (2001.4)
- (15) 井熊均, 電力取引ビジネス, pp.2-17 (2001), 東洋経済新聞社
- (16) 山田聡, 電力自由化の金融工学, pp.170-177 (2001), 東洋経済新聞社
- (17) 井上梅夫, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, pp.129-133 (2001.5)
- (18) 三浦千太郎, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, pp.134-140 (2001.5)
- (19) 市川建美, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, pp.145-145 (2001.5)
- (20) 塚本稔, 宮下和也, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, pp.159-164 (2001.5)
- (21) RAV4LEV EV カタログ, トヨタ自動
- (22) RAV4L カタログ, トヨタ自動
- (23) 渡辺昇, よくわかる石油業界, 日本実業出版 (1997), 日本実業出版社
- (24) 資源エネルギー庁, エネルギー 2001, pp.131-155, (2001), 電力新報社



試作オープンサイクルガスタービンの思い出

三賢 憲治^{*1}

MIKATA Kenji

私は、現在東電設計(株)海外事業本部で海外向けコンバインドサイクル発電プラントのコンサルタント業務と言う、ガスタービンとは深い係わりのある仕事に従事している。私が三菱造船(株) (現在三菱重工(株))の長崎造船所に入社し、ガスタービンと係わりを持つようになったのは、今から丁度40年前の昭和37年でした。卒業論文のテーマに選んだ「半径流タービンに関する研究」を通して得たガスタービンへの興味から、何となくガスタービン設計課を希望し、配属になった。

当時同設計課では、八幡製鉄所向け高炉用送風機駆動4,000 kWの高炉ガス焼きオープン再生サイクルガスタービンの試運転と、防衛庁乙型駆潜艇「はやぶさ」に搭載されていた5,000 PSガスタービンの後続機である試作オープンサイクルガスタービンの開発設計に取り組んでいた。

1年間の研修期間を終えて、与えられた最初の仕事は、試作オープンサイクルガスタービンのタービン翼(高圧2段、低圧1段)の設計で、資料として、長崎研究所の三菱タービン翼型(MAF翼、MN翼)の2次元翼列試験データを渡された。しかし、それだけで翼の設計をどのように進めるのか、体系的な翼設計マニュアルは無く、周囲の先輩は自分の仕事で手一杯、とても翼設計手法の手ほどきをして貰えるような状況にはなく途方に暮れた。そんな時、主に参考にしたのが、ベ・エス・ステーチキン著(浜島操訳)「ジェットエンジン理論」と英国国立ガスタービン研究所のD. G. Ainley他の軸流タービンに関する論文であった。

動翼の遠心応力、反動度、軸流速度、翼負荷などを関連付けた2次元パラメータスタディから翼の平均径、翼スパンを求め、フローパターンを決め、各半径位置での速度三角形からその断面の翼型を前述の翼列試験データに基づき決めて行ったように記憶している。

それを製作図面にし、いよいよ鍛造メーカーで翼の製造に入ることになったのですが、鍛造に入る前に送られてきた鍛造金型(確か高圧2段の動翼だったと思う)を見て驚いた。翼スパンの中程の位置で翼の後縁がくびれていたのです。相当な期間と費用が嵩むため、金型を作り直すことはせず、翼は強度上許容できる範囲の変形であったため実機検証試験ではそのまま使用することになった。しかし、商品としての価値は無く、契約上は何かの手續きが執られたと思う。日ごろ厳しかった上司

から叱責は無かったが、私にとっては苦痛であった。

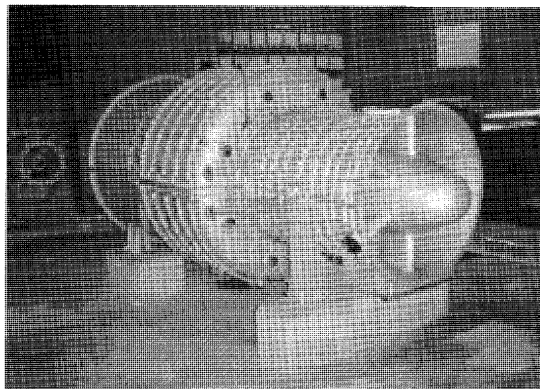
その後、携わった試作オープンサイクルガスタービンの設計並びに確認試験に係わる業務には、燃焼器の設計とその性能確認試験、イソプロピルナイトレート(燃焼用空気不要)とする始動タービン装置の性能確認試験、還流式燃料噴射ノズルの特性確認試験、軽油燃料スロットル弁の設計とその特性確認試験、それに航空技術研究所の設備を使った空気圧縮機(特性確認試験と最後に実負荷検証試験)などがあった。これらの業務の中で要素機器については、機器と装置の設計から試験まで自分の手で実施すると言う得がたい経験をさせて頂いた。私は、試作オープンサイクルガスタービンの開発設計を通して多くのことを学ぶことが出来、私のガスタービン人生の原点となった。

私は、このガスタービンの実負荷検証試験終了後、長崎を離れたため、その後の消息は分からなかったが、最近になって、その実物が三菱重工(株)長崎造船所の史料博物館に展示されていることを知った。40年の時を経て試作オープンサイクルガスタービンに再会するのが楽しみである。下に掲載したのは長崎にいる友人に撮ってもらったその写真である。それに備えられている看板には、次のような説明が記されている由である。

船用ガスタービンに要求される急速起動と小型軽量を目指し、昭和39年(1964)に完成した防衛庁向船用ガスタービン。

当時としては小型軽量の点で航空転用型につぐ世界的記録品。因みに、主要目は次の通り。

出力	6,000 PS
低圧タービン回転数	7,200 rpm
圧力比	7.5
タービン入口温度	800℃
全装備乾燥重量	5,400 kg



原稿受付 2002年3月25日

^{*1} 東電設計(株)海外事業本部

〒110-0015 東京都台東区東上野 3-3-3

豊田中央研究所におけるターボ過給技術の開発

内田 博^{*1}

UCHIDA Hiroshi

1. はじめに

最近のCO₂削減の要求から、自動車用エンジンに対しても飛躍的な燃費向上とエミッション低減が要求されている。ターボ過給はエンジンの小型・高出力化に最も有効な手段であり、排熱回収デバイスとしても有望であることから、エンジンの燃費向上手段として注目されている。したがって、乗用車用ターボチャージャに対しては、圧力比が3を超える高圧力比化、高速電気モータあるいは発電機との組み合わせによるハイブリッド化、空気軸受によるオイルフリー化等の要求が強くなってきている。

豊田中央研究所では、上述の背景を踏まえてターボ過給エンジンおよびターボチャージャを対象にCFDを用いた性能予測・解析技術および性能向上アイテムの先行研究開発を進めている。主な研究項目を以下に示す。

- (1) ターボチャージャ1次元モデルの開発
- (2) ターボ過給エンジンの過渡性能予測
- (3) 3次元CFDによるコンプレッサおよびタービンの性能向上技術
- (4) サージ抑制デバイスの研究開発
- (5) 先進金属材料による低振動・高応答化技術

乗用車用ターボチャージャには広い流量範囲にわたって高効率・高応答であることが要求され、その有効な手段として可変ノズル付ターボチャージャが実用化されて

いる。可変ノズル制御の効果を含めたターボチャージャとエンジンとの適合を精度よく予測することが重要であり、1次元圧縮性流れを基本にしたターボチャージャおよびターボ過給エンジンのシミュレーション技術を開発している。また、近年、エンジン低速域での過給圧アップの要求が強くなり、その過給圧はコンプレッサのサージ限界で制限されるため、ターボチャージャではサージ限界の拡大が重要な開発課題になっている。そこで、当所でもインペラ翼形状、ケーシングトリートメント等についてCFDを活用したサージ抑制法の研究を進めている。その他、当所では、低振動・高応答化を狙って高剛性鋼軸、チタンアルミタービンの材料開発等を行っている。

2. ターボチャージャ1次元モデルの開発

ターボ過給エンジンの性能予測には計算時間が短く高精度のターボチャージャ特性モデルが不可欠である。そこで、1次元圧縮性流れと各部の圧力損失モデルで構成した性能予測モデルを開発した。図1にその予測結果の一例を示す。主要諸元を入力することでコンプレッサ性能およびタービン性能を高精度で予測することができる。また、可変ノズル開度の影響も精度よく予測できている。なお、過給エンジンの適合を検討する上でサージ発生域での計算も必要になるため、サージ発生領域でも性能予測が可能なモデルにした。

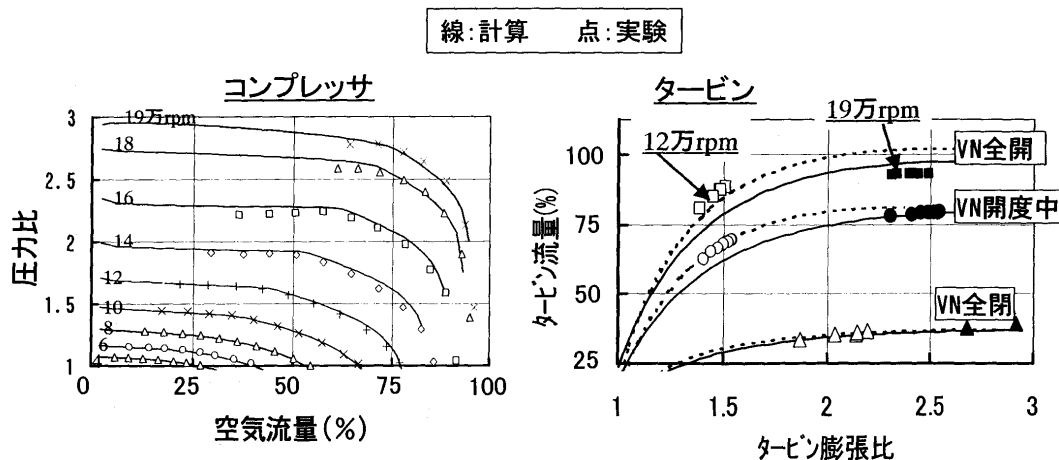


図1 ターボチャージャ1次元モデルによる予測性能

原稿受付 2002年3月11日

*1 豊田中央研究所 第11研究領域
〒480-1192 愛知県長久手町

3. ターボ過給エンジンの過渡性能予測

ターボ過給の過渡特性を短時間・高精度で予測するため、実験データベースを骨格とした簡易エンジンモデルにターボチャージャ1次元モデルを組み合わせたターボ過給過渡性能予測モデルを開発した。図2にモデルの構成を示す。ターボチャージャおよびエンジンの諸元と運転条件を入力することにより、ターボ過給エンジンの定常および過渡性能を短時間で予測できる。図3に定常の過給圧特性の予測結果例を実験値と比較して示す。可変ノズル開度をエンジン回転数に応じて制御しており、要求される過給圧に対応する可変ノズル開度の予測ができる。また、実験値との比較から分かるように過給圧等の予測ができる。図4に過渡特性の予測結果例を示す。可変ノズル開度一定の基準に対して、それぞれターボ回転体の極慣性モーメント I_p の影響、コンプレッサ効率の影響、可変ノズル制御の効果およびターボチャージャをモータアシストした場合の効果を予測した。タービンホイールの材質をInconelからチタンアルミとすることで慣性モーメント I_p を40%低減すると、過給圧の立ち上がり時間が0.1秒強早くなる。また、コンプレッサ効率の向上が過渡性能の向上に有効であることがわかる。エンジン性能をフルに引き出すための可変ノズルの制御法はエンジン開発において重要な課題である。短時間・高精度でその影響を予測することができれば大きなメリッ

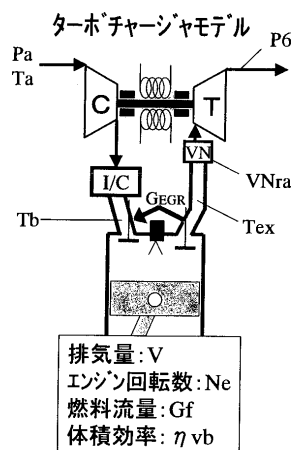


図2 ターボ過給モデルの構成

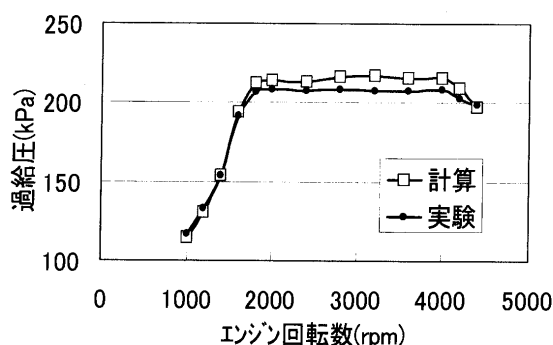


図3 過給圧特性（定常）の予測結果例

トとなる。エンジン低速域で過給圧を高くする最も有効な手段はモータでアシストしてターボチャージャの回転を上げることである。高速域では発電機として排熱回収も可能なことから、燃費向上の有効な手段として注目されている。

4. 3次元流れの数値解析

当所では、翼間流れの数値解析および実験的検証により、翼形状と翼間流れ特性および効率の相関を分析してきた。現在ではCFDによる性能予測が高効率の翼設計に不可欠になっている。サージ現象については、直接的にCFDで解くことが困難であるため、サージ限界近傍での流れ計算結果から、その逆流を抑制する方法を見出すことでサージ抑制法の開発を進めている。図5にサージ限界近傍での流れ計算結果を示す。シュラウド側にはチップクリアランスがあるため逆流が発生しやすく、サージ限界近傍では全翼入口および半翼入口の上流側に渦が発生する。この渦に起因して下流側にあるディフューザの流れも歪む。したがって、この渦の発生を抑制することがサージ抑制につながると考えられる。当所では、シュラウド側での逆流を抑え、ハブとシュラウド間の速度分布を均等化できる翼形状の研究を進めている。この速度分布の均等化は効率向上にもつながり、少流量

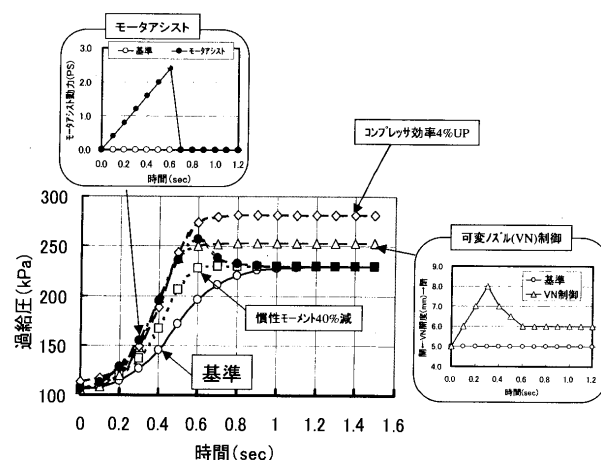


図4 過給圧特性（過渡）の予測結果例

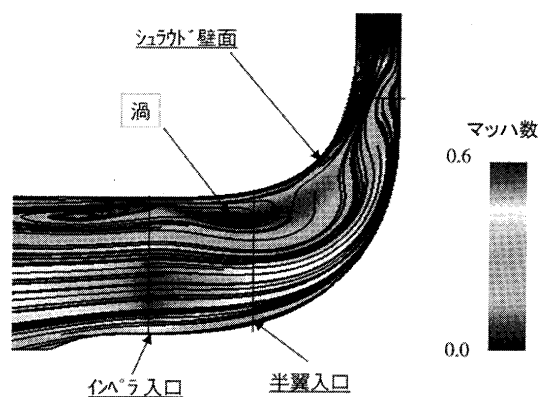


図5 サージ点近傍の流れ計算結果

域のみでなく全流量範囲で重要な設計条件である。しかし、インペラの改良のみでエンジン側のサージ限界に対する最近の要求を満足することは困難であるため、ケーシングトリートメントや可変機構によるサージ改善技術の開発も並行して進めている。この場合も、3次元CFDによりサージ改善デバイスの効果を予測することが重要である。

5. おわりに

ターボチャージャはエンジンの性能を上げるデバイス

であり、エンジンとの適合技術がターボチャージャ単体の性能を引き出す重要な技術になる。エンジンの画期的な小型高出力化と低燃費化にターボチャージャが果たす役割は大きく、サージ限界の大幅な拡大や高効率化等の解決すべき課題も多い。これらの課題を解決するためには、エンジンと一体となった技術開発が望まれる。最後に、本稿執筆に当たってご協力頂いたトヨタ自動車第1パワートレイン開発部第1機能設計室の磯谷知之氏に謝意を表します。

ACT 90 (GTCGS 1 グループ) 500 kW 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

高木 俊幸^{*1}

TAKAGI Toshiyuki

1. はじめに

昭和 60 年に、当時の資源エネルギー庁を中心にコージェネレーションシステムの検討が行われ、昭和 62 年から、都市エネルギーニーズに対応し、主に民生用を対象にしたコージェネレーションシステム、即ち、高効率化、環境適合性、省スペース化、運転保守性の向上を目指したシステムの研究開発が開始され、同年 6 月にアドバンスト・コージェネレーションシステム技術研究組合 (ACT 90) が設立された。研究開発期間は 6 年間であり、平成 4 年度にフィールドテストの実施及び評価をもって終了した。

研究開発グループとして、ガスエンジングループとガスタービングループの各々二つ、計四グループが設置された (表 1)。表紙に掲載された写真は、GTCGS 1 グループのフィールドテストパッケージの外観とフィールドテスト終了後のガスタービンロータである。

GTCGS 1 グループでは、主査を中部電力 (株) が務め、プロジェクト統括・評価を中部電力 (株) 及び東邦ガス (株) が、ガスタービン関係の機器を三井造船 (株) が、発電機関係を (株) 明電舎が、システム制御装置関係を (株) 日立製作所が担当した。ガスタービンの単体試験は三井造船 (株) 玉野事業所にて、フィールドテストは中部電力 (株) 知多第二火力発電所にて行われた。本稿では、主にガスタービンの開発を中心に幾つかのトピックスを紹介させて頂く。

2. 基本設計

システム

GTCGS 1 システムの基本設計は、発電機端出力 500 kW クラス、熱電可変のための可変再生サイクル、高効率化 (目標熱効率 30% 及び総合熱効率 80% : 単純サイ

クル時) としての従来機より高いタービン入口温度 (1200℃ レベル)、低 NO_x 化 (150 ppm@ 0% O₂) のためのハイブリッド触媒燃焼器、省スペース化としての誘導型高速発電機であった (表 2)。また、発生蒸気量は約 1.8 t/h である。GTCGS 2 グループと比較して頂けると、その特徴はよく分かると思う。

ガスタービン

500 kW クラスでの単純サイクルでの軸端熱効率が 30% を達成するということから、セラミック翼などの使用も考慮して、軸出力 941 PS、サイクル圧力比 12.7、タービン入口温度 (TIT) 1245℃、軸回転数 40,300 rpm を選定し、二段遠心圧縮機、三段タービンの構成とした。コージェネであるので、単純サイクルでの熱効率が重要となるが、逆に、再生サイクル時には、熱電可変とはなるものの総合熱効率は余り上がらない事になる。

発電ユニット

省スペース化の点から、オールインワンユニットとして計画され、ガスタービン・発電機は勿論、ガス圧縮機及び補機、ガスタービン制御盤がワンパッケージに納められた。

同じく、省スペース化の点から高速発電機の採用が計画され、ガスタービンとの直結の可能性について検討が行われた。しかし、500 kW クラスの誘導型では 30,000 rpm が実用限界であり、減速機 (二段並行) を使用することになった。一方、誘導型のため起動モータが不要になった点は大きい。また、仮に、250 kW 容量機を 2 台直列配置すれば、ガスタービンと直結できることになり、減速機が不要になったと思われるが、実用的ではな

表 2 基本設計の概要

研究開発グループ		GTCGS1	GTCGS2
出力	電 気	500~485kW	630~860kW
	熱/蒸気	1158~730Mcal/h	1158~730Mcal/h
共通課題	総合熱効率	80%以上	
	原動機軸端効率	30%以上 (タービン入口温度引上げ 1200℃程度)	
	環境適合性 (NO _x) (O ₂ =0%)	150ppm 以下	
	設置方式 運転方式 設置面積 系統連系保護リレー	ビルディングブロック方式 自動運転 (運転モード選択、故障診断機能付き) 0.3~0.5m ² /kW デジタル化、一体化	
特 徴		<ul style="list-style-type: none"> 再生器バイパス制御方式による熱電比制御 (2.6~1.7) ハイブリッド触媒燃焼方式による低 NO_x 化 誘導型高速発電機 (30,000rpm) 	<ul style="list-style-type: none"> 蒸気注入による熱電比制御 (2.4~0.7) 可変予混合稀薄燃焼による低 NO_x 化 同期型高速発電機 (15,000rpm)

表 1 研究開発グループ

システム	主なる対象需要家先	研究開発グループ	研究室
ガスエンジン コージェネレーション システム	(1) ホテル、病院、 レストラン	GECGS1	東京電力、小松製作所、東芝、 矢崎総業
	(2) 事務所ビル一般	GECGS2	関西電力、大阪ガス、三菱重 工業、三菱電機、三洋電機
ガスタービン コージェネレーション システム	(1) ホテル、病院、 レストラン	GTCGS1	中部電力、東邦ガス、三井造 船、明電舎、日立製作所
	(2) 事務所ビル一般	GTCGS2	東京ガス、川崎重工業、富士 電機

原稿受付 2002 年 3 月 13 日

* 1 三井造船 (株)

〒706-0000 玉野市玉 3-1-1

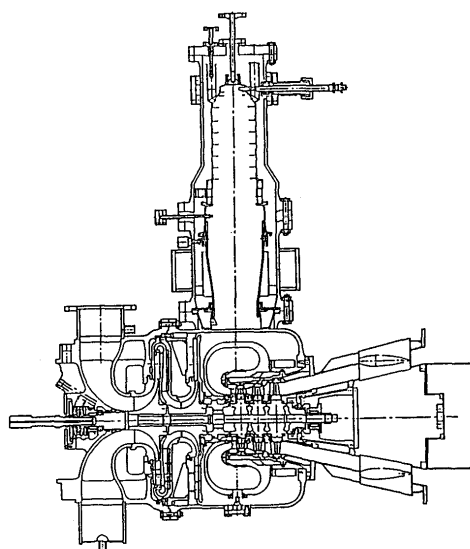


図1 GTCGS1 ガスタービン

かっただろう。

燃料はクリーン燃料である LNG や都市ガスを対象としているため、ガス圧縮機が必要となる。省スペースの点から軸端駆動としたが、高速発電機端という訳に行かず、減速機補機歯車での駆動となった。

3. ガスタービン

500 kW クラスでの熱効率 30% という目標に対して、検討の結果、二段遠心圧縮機、三段タービンという構成になったが、コスト的にはかなり厳しいものとなったのは否めない。高効率化のキーテクノロジーとしては高性能圧縮機とセラミック翼となるのであるが、後者については、実用化や研究期間などの点から要素研究に止まり、一方、並行して SC 翼、DS 翼の試作が行われ、エンジン試験が行われた。最終的には、フィールドテストでは DS 翼が使用された。

ガスタービンは、単体工場試験用とフィールドテスト用の 2 台を製作し、種々の試験を行った。最初の単体工場試験にて、起動途中にて軸振動が増大し、定格回転数に到達しない問題に遭遇したが、この原因は、センターシャフトとディスク間の冷却空気流速が高く、これによる熱膨張差によるアンバランスの影響である事が分かり、流速を下げることで、問題をクリアした。

4. フィールドテスト

工場にて一連の試験を行い、ガスタービンが完成し、フィールドに持ち込み再生器との組合せ試験を開始した。しかし、運転直後、負荷の上昇と共に軸振動が増大する問題に遭遇した。調査の結果、この原因は再生器の固定方法が不十分なためガスタービンへの反力が大きく、アライメントや剛性の変化などによるものと分かり、再生器固定方法を改善することにより解決した。

フィールドテストは、DSS 運転にて平成 4 年 2 月か

ら性能試験、騒音・振動試験、燃焼器の中間点検などを行いながら 11 月末まで行われ、運転時間 1065 時間、起動回数 256 回の試験を終了した。運転開始後、性能の経時劣化が予想以上に大きいことが分かり、対応に苦慮した。主な原因は圧縮機の汚れによるマッティング点の変化によるものであるが、小型ガスタービンでは顕著である事が分かった。種々の対策検討後、性能的には、単純サイクルにて熱効率 26%、総合熱効率 82.5% が得られた。

テスト終了後、ガスタービンを持帰り、解体研究として高温部品の詳細検討を行った。各部検査の結果、一段動翼の熱負荷が高く、部分的に組織劣化が起きている事が確認されたが、燃焼器からタービンまでのスクロールケーシング等他の高温部品には異常が見られず、設計の妥当性の検証ができた。

5. 低 NOx 燃焼器

当時注目されていた、触媒を使用するハイブリッド燃焼器（予混合燃焼部と触媒燃焼部及びセラミック内筒の組合せ）の開発を行い、燃焼試験を行った。200 回程度の熱サイクル試験では、大きな損傷はないものの、触媒担体の耐久性に疑問が持たれたため、フィールドテスト機では、触媒の代わりに追焚き燃焼部を追加し、パイロット燃焼、メイン予混合燃焼器、追焚き燃焼から構成される 3 段燃焼器を用いた。燃焼性能は良好で、今後に生かすことのできる技術が得られた。

6. 再生サイクル

熱電可変システムとして再生サイクルを採用し、再生器としてプレートフィン式を選定した。この当時は、ガスタービン用再生器としての実績もあまりないため、テストをし乍ら設計・製造方法の改良も行うこととなり、多くの知見が得られたと思う。

また、再生サイクル性能設計上のポイントの一つは、熱交換される空気と排ガスとの温度差であるが、圧縮機出口空気温度と再生器入口空気温度との間の温度変化の見積精度が悪く、再生サイクル効率の低下を招いた。このため、試験的に再生器入口空気への蒸気注入も行ったが、これが計画 36% に対して 31% 程度の熱効率しか得られなかった原因の一つとなった。

7. あとがき

昭和 62 年度から平成 4 年度までの 6 年間に亘り、500 kW クラスでのコージェネ用ガスタービン及びシステムの研究開発を行った。いろいろ課題は残したものの、GTCGS1 のシステムは多くの先進的な要素を含んでおり、貴重な経験となったと共に、今後のコージェネシステムのあり方の一つを示していると思われる。共に研究開発に従事した組合員の方々や組合事務局の方のご苦勞も多かったと思うが、この場を借りて感謝を申し上げたい。

(社)日本ガスタービン学会 評議員会・総会報告

総務理事

本学会の評議員会および通常総会が、去る4月4日(木)に東京の江戸川区総合区民ホールにおいて開催された。

第26期第2回評議員会は同ホール2階蓮葉の間にて真家孝君の司会で10時30分より開かれ、評議員の互選により土屋利明君が議長になり、議事が進められた。評議員会への出席者9名、委任状提出者37名で同会が成立することが宣言され、第26期事業報告(案)、同収支決算報告(案)につき審議が行なわれ、何れも承認された。なお、同案については菅 進、野田廣太郎両監事による監査結果が菅 進君より報告された。次いで、名誉会員推薦案を総会に諮ることが承認された。引き続き第27期事業計画(案)、同期予算(案)の審議が行われ、いずれも承認された。

第27期第1回評議員会は真家孝君の司会で同日11時20分より同会場で開かれ、評議員の互選により本阿弥眞治君が議長になり、議事が進められた。最初に、出席者17名、委任状提出者47名で評議員会が成立することが宣言され、以下の議案の審議が行なわれた。すなわち、第27期評議員選挙結果に基づく第27期役員候補者、第28期事業計画・予算案を平成14年度内に文部科学省へ提出するための審議手続きが審議され、これらの諸案を総会に諮ることになった。また、最後に予定されていた第27期事業計画・予算案の説明、報告は賛成多数により省略された。

平成14年度通常総会は、同日13時より同ホール2階の蓮葉の間で川池和彦君の司会で開催された。第26期酒井俊道会長の開会挨拶の後、同君を総会議長とし、議事が進められた。同総会への出席者21名、委任状提出者1102名(会員数2058名の1/2以上)で同総会の成立が宣言された後、以下の議案の審議が行なわれた。すなわち、第26期事業報告、同期収支決算報告につき、伊藤高根総務(主担当)理事および江田武司総務(財務担当)理事による説明の後、菅 進、野田廣太郎両監事による監査の結果、適正である旨が菅 進監事より報告され、それぞれ承認された。その後、名誉会員推薦につき酒井会長より提案があり、秋葉雅史氏、森下輝夫氏を名誉会員とすることが承認された。ついで、第27期事業計画、同予算案に関し、伊藤高根総務理事、江田武司総務(財務担当)理事より説明があり、別掲通り承認された。ついで、第27期評議員選挙結果の報告の後、第27期役員の選任が行われ、あらかじめ理事会及び評議員会で審議され選出された20名の理事候補者が全員承認され、理事の互選により会長に栢植綾夫君、副会長に吉岡英輔君が選出され、満場一致で承認された。ここで、栢植綾夫新会長より、就任の挨拶が述べられ、あらためて栢植会長より新理事に対して担当すべき委員会委員及び委員長の委嘱がなされた。引き続き、第28期事業計画・予算案を平成14年度内に文部科学省へ提出するための審議手続きが審議され、承認された。議事録署名者の件が諮られた後、最後に第26期会長の酒井俊道君より退任ならびに閉会の挨拶があり、平成14年度通常総会を終了した。

通常総会に続いて名誉会員推薦状及び記念品贈呈式が行われ、秋葉雅史氏、森下輝夫氏に第26期酒井会長より推薦状と記念品が贈呈された。これに続いて、両氏より挨拶が述べられた。

第11回ガスタービン学会賞授与式は同日15時30分より同会場で開催され、初めに第26期学会賞審査委員会委員長の山根隆一郎君より審査経過が説明された後、第26期酒井会長より論文賞5件、奨励賞1件に対するそれぞれの受賞者に学会賞が授与された。

第26期(平成13年度)事業報告

1. 事業の概要

定款に定める諸事業を下記のように実施した。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催(集会事業)

時 期	場 所	名 称	発 表 内 容	参加者数	演題数
H13/5/18	アイコクアルファエニジニアリング㈱	第1回見学会・技術懇談会	航空機及び自動車用精密部品加工とCATIAを中心としたCAMシステム	18名	
H13/6/1	都立科学技術大学 科学技術交流センター	第29回定期講演会	会員の研究、開発成果の発表	114名	22
H13/7/5,6	関西電力㈱ 姫路第一発電所	第7回ガスタービンの教育シンポジウム	若手技術者および学生の教育(講義および施設見学)	70名	5
H13/7/10	北九州市環境局 皇后崎工場	第2回見学会・技術講演	スーパーごみ発電システムの見学及び技術講演	11名	
H13/10/25,26	秋田市文化会館	第16回秋季講演会、見学会	会員の研究、開発成果の発表	134名	42
H13/11/29	江戸川総合区民ホール	ガスタービンシンポジウム	「ガスタービンにおけるモニタリング技術」	40名	7
H14/1/17,18	東京ガス㈱ 本社	第30回ガスタービンセミナー	「最新技術とシステムの展開」	126名	12

(2) 学会誌及び学術書の刊行(出版事業)

図 書 名	発 行 年 月 日	発行部数
日本ガスタービン学会誌	H13/3/20, 5/20, 7/20, 9/20, 11/20, H14/1/20	2, 300
第29回定期講演会講演論文集	H13/5/21	130
第16回秋季講演会講演論文集	H13/10/10	200
第30回ガスタービンセミナー資料集	H14/1/5	180

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力(国際交流事業等)

平成13年度に継続して協賛した行事は35件であり、新規のものは下記の4件である。

種類	開催時期	名 称	場 所	関連団体名
協 賛	H13/5/31-6/2	第2回高温材料国際シンポジウム"High Temperature Materials 2001"	物質・材料研究機構第1会議室	独立行政法人 物質・材料研究機構
協 賛	H13/6/28-29	保守検査シンポジウム	東京都城南地域中小企業振興センター	日本非破壊検査協会
協 賛	H13/10/12	環境を考慮した高効率・低公害路線バスの先進技術—レシプロ及びガスタービンエンジンハイブリッドバスの試作・開発—	自動車部品会館	自動車技術会 関東支部
協 賛	H13/12/6	第45回特別基金講演会—新世紀客船エネルギーシステム講演会—	東京商船大学 越中島会館講堂	日本マリンエンジニアリング学会

(4) ガスタービンに関する研究、調査(調査研究事業)

名 称	実 施 期 間	調 査 内 容
ガスタービンの極小化に関する調査・研究	平成13年度より実施	既存のガスタービン設計製造技術データベースが適用しなくなる境界的なガスタービンスラット法やそれをクリアするための挑戦工学的課題につき整理検討を加える。
平成12年度のガスタービン及び過給機の生産統計資料収集	毎年度継続して実施中	我国におけるガスタービン及び過給機の生産に関する資料を収集し、纏めると共に、結果を学会誌及びBulletin of GTSJに掲載。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業)

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するため2年に一度、優れた研究、技術に対して、ガスタービン学会賞(論文賞、技術賞、研究奨励賞)を授与している。平成13年度は表彰の年度に当たり、学会賞審査委員会より、論文賞が5件、研究奨励賞が1名推薦された。

II. 処務の概要

1. 役員等に関する事項

1. 1 役員(理事、監事)

理事・会長	酒井俊道
副会長	栢植綾夫
総務理事	伊藤高根(主担当)、江田武司(財務)、熱田正房、川口修、塚越敬三
企画理事	遠藤征紀(主担当)、井口和春、小泉忠夫、庄司不二雄、筒井康賢、古瀬裕
編集理事	三巻利夫(主担当)、荒川忠一、和泉敦彦、平岡克英、真家孝、水木新平、毛利邦彦
監事	菅 進、野田廣太郎

1. 2 評議員

26期監事及び評議員は、定款第15条、第16条、第17条、細則第21条から第27条により以下のように選出された。ただし、前記の理事は、定款第17条及び細則第21条により評議員から除かれた。

佐々木直人、川嶋鋭裕、永野 進、真家 孝、三堀 健、渡辺康之、井上良夫、井口和春、一本松正道、岩本敏昭、江田武司、杉本隆雄、森 建二、山下直之、中西華夫、弘松幹雄、野村卓三、秋田 隆、長谷川好道、大原久宜、毛利邦彦、庄司不二雄、土屋利明、古瀬 裕、飯田義亮、和泉敦彦、小林 正、檜佐彰一、松田 健、青木康芳、杉山勝彦、加藤利夫、吉岡俊彦、熱田正房、大田原康彦、川池和彦、中村昭三、大庭康二、吉川修平、小泉忠夫、高木俊幸、青木素直、塚越敬三、栢植綾夫、長谷川清、福江一郎、船崎健一、三宅 裕、筒井康賢、濱 純、井上雅弘、速水 洋、鈴木健二郎、手島清美、原田広史、長島 昭、益田重明、遠藤征紀、齋藤善夫、田丸 卓、林 茂、吉田豊明、山根隆一郎、藤岡義行、新田明人、三巻利夫、伊藤高根、荒川忠一、梶昭次郎、長島利夫、吉識晴夫、湯浅三郎、酒井俊道、本阿弥眞治、竹野忠夫、田辺 清、水木新平、荒木達雄、吉岡英輔、山本勝弘

2. 職員に関する事項

平成13年度末現在

職 務	氏 名	就任年月日	担 当 事 務	備 考
事務局長	三浦 敦子	1991年4月1日	事務局の総括	常 勤

3. 役員等に関する事項

3. 1 理事会

7回開催され、第25期第2回評議員会議案、第26期第1回評議員会議案、平成13年度通常総会議案、第25期事業報告・決算案、第26期事業計画・予算案、第26期事業実施にともなう業務、第27期事業計画・予算案、次期役員候補者推薦等を審議し、決定した。

3. 2 評議員会

第25期第2回評議員会は日平成13年4月10日に開催され、第25期事業報告・決算報告案、名誉会員推薦、第26期事業計画・予算案の審議がなされ、総会に諮ることが承認された。

第26期第1回評議員会は、平成13年4月10日に開催され、第26期監事・評議員選挙結果にもとづき、第26期役員候補、第27期事業計画、予算案を平成13年度内に文部科学省に提出するための審議手続きが提案され、総会に諮ることが承認された。

3. 3 通常総会

平成13年度通常総会は平成13年4月10日に開催された。既に学会誌 Vol.29, No.3, (2001.5)に詳細が報告されているので省略する。

(文部科学省の指導により、第26期事業報告としては、その会期中に実施したことを報告することになっており、第26期に該当する通常総会は本来は、平成14年4月4日に開催された平成14年通常総会であるが、26期の期外となるため、通常総会は平成13年4月10日に開催されたものが報告対象となる。従って、〇〇年度通常総会とよぶと混乱を招くため、今回より「平成14年通常総会」と開催年を付けて呼ぶことにしている。)

4. 許可、認可、承認、証明等に関する事項

申請月日	申請事項	許可等月日	備考
H13/03/19	定款一部変更	H13/04/05	文部科学省の指導により定款及び細則の一部変更

5. 契約に関する事項

契約年月日	相手方	契約の概要
H13/07/01	ニッセイエプロ(株)	学会誌編集事務業務委託契約 (H13/07/01-H14/06/30)
H14/02/21	第3工新ビル	学会事務局の賃借契約 (H14/02/21-H16/02/20)

6. 寄付金に関する事項

寄付の目的	寄付者	申込み金額	領収金額	備考
なし				

7. 主務官庁指示に関する事項

指示年月日	指示事項	履行状況
H13/09/26 (事務連絡)	公益法人などの外部監査・情報公開等依頼について	情報公開については準備中、外部監査については当学会は該当外団体。

8. 各委員会の活動

8. 1 総務委員会

委員長 伊藤 高根 他8名 開催8回
庶務、会計、渉外、その他学会運営に関する事項を担当した。

8. 2 企画委員会

委員長 遠藤 征紀 他17名 開催5回
教育シンポジウム、見学会、セミナー等の企画・実施を担当した。

8. 3 編集委員会

委員長 三巻 利夫 他21名 開催6回
学会誌の編集に関する事項を担当した。

8. 4 ガスタービン統計作成委員会

委員長 西原 昭義 他10名 開催1回
平成12年の国内ガスタービン及び過給機生産に関する統計資料をまとめ、学会誌及びBulletin of GTSJに掲載し、平成13年の統計資料の収集を行った。

8. 5 学術講演会委員会

委員長 野崎 理 他10名 開催4回
第29回定期講演会の実施、第16回秋季講演会の企画と実施、また第30回定期講演会及び創立30周年記念講演会の企画を行った。

8. 6 ガスタービン技術情報センター運営委員会

委員長 山本 誠 他4名 E-Mail会議のみ
ガスタービン学会ホームページを管理し、掲載内容の追加・修正を行った。

8. 7 地方委員会

委員長 橋本 正孝 他15名 開催1回
見学会の計画と実施及びフォーラムの計画を行った。

8. 8 Bulletin 編集委員会

委員長 山本 一臣 他8名 開催5回
Bulletin of GTSJ 2002の企画、編集および発行と海外諸機関等への配布を行った。

8. 9 選挙管理委員会

委員長 益田 重明 他5名 開催3回
第27期評議員選挙に関する管理を行った。

8. 10 調査研究委員会

委員長 吉澤 晴夫 他33名 開催8回
平成13年度に発足した「ガスタービンの極小化に関する調査・研究」に向けた学会誌小特集に企画執筆した。

8. 11 学会賞審査委員会

委員長 山根 隆一郎 他14名 開催1回
学会賞内規の定めにより、同賞受賞候補者の募集をして、推薦を行った。

8. 12 国際交流委員会

委員長 坂田公夫 他6名

8. 13 将来ビジョン検討委員会

委員長 渡辺 紀徳 他10名 開催5回
学会の望ましい将来像について、若手会員の意見をまとめた後、早期に実行可能な改革案を検討し、理事会に報告した。

8. 14 CGT出版委員会

委員長 伊藤 高根 他11名 開催4回
小型セラミックガスタービンの関連技術について、技術分野を4つに分けて過去の開発を通じてえられた知見、技術をまとめ、書籍として発行する準備を進めた。座談会の内容を含めて来期前半に出版の予定で原稿を整理中。

8. 15 30周年記念事業準備委員会

委員長 大田 英輔 他9名 開催6回
記念式典、記念講演会、記念写真集出版、記念表彰等に関する学会創立30周年事業の企画を検討し、記念事業実行委員会に引き継いだ。

8. 16 30周年記念事業実行委員会

委員長 酒井 俊道 他14名 開催2回
学会創立30周年記念式典、記念講演会、記念写真集出版、記念表彰に関する準備委員会からの引き継ぎ事項を受け、実施案を策定した。

8. 17 30周年写真集出版小委員会

委員長 渡辺 紀徳 他15名 開催6回
学会設立30周年記念写真集の企画および編集作業を行った。
来期は引き続き編集作業を実施し、5月24日に写真集を発刊する予定。

8. 18 国際会議準備委員会

委員長 川口 修 他24名 開催5回
次期国際会議(2003年国際ガスタービン会議東京大会)開催のために、会場、規模、期間、事務組織、論文募集日程等を審議して、国内外学協会への協力協賛依頼、Announcementの発送、First Circular発行の準備等を行った。

9. 会員の異動状況

会員の異動状況書

会員種別	会 員 数		増減数	摘 要
	本年度末 平成14年2月28日現在	昨年度末 平成13年2月28日現在		
正 会 員	2,058名	2,038名	20名	
賛助会員	129社	134社	-5社	本年度末172口
学生会員	82名	67名	15名	
個人会員計	2,140名	2,105名	35名	

第26期(平成13年度)収支決算

1. 収支計算総括表

平成13年3月1日から平成14年2月28日まで

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
I. 収入の部	円	円	円
1. 基本財産運用収入	17,629	17,629	0
2. 会費・入会金収入	22,507,800	22,507,800	0
3. 事業収入	13,053,000	12,122,500	930,500
4. 雑収入	2,002,223	1,938,286	63,937
当期収入合計	37,580,652	36,586,215	994,437
前期繰越収支差額	29,124,705	18,992,834	10,131,871
収入合計	66,705,357	55,579,049	11,126,308
II. 支出の部			
1. 事業費	18,066,874	15,578,388	2,488,486
2. 管理費	21,247,329	20,140,469	1,106,860
3. 特定預金支出	800,000	800,000	0
当期支出合計	40,114,203	36,518,857	3,595,346
当期収支差額	△2,533,551	67,358	△2,600,909
次期繰越収支差額	26,591,154	19,060,192	7,530,962

2. 正味財産計算書総括表

平成13年3月1日から平成14年2月28日まで

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
【増加の部】	円	円	円
資産増加額	867,358	867,358	0
負債減少額	0	0	0
増加額合計	867,358	867,358	0
【減少の部】			
資産減少額	2,600,909	0	2,600,909
負債増加額	800,000	800,000	0
減少額合計	3,400,909	800,000	2,600,909
当期正味財産減少額	2,600,909	0	2,600,909
当期正味財産増加額	67,358	67,358	0
前期繰越正味財産額	76,256,705	47,124,834	29,131,871
期末正味財産合計額	73,723,154	47,192,192	26,530,962

3. 貸借対照表総括表

平成14年2月28日現在

科 目	合 計	一般会計	特別会計
【資産の部】	円	円	円
流動資産	27,224,469	19,693,507	7,530,962
固定資産			
基本財産	10,000,000	10,000,000	0
その他固定資産	59,432,000	40,432,000	19,000,000
固定資産合計	69,432,000	50,432,000	19,000,000
資産合計	96,656,469	70,125,507	26,530,962
【負債の部】			
流動負債	633,315	633,315	0
固定負債	22,300,000	22,300,000	0
負債合計	22,933,315	22,933,315	0
【正味財産の部】			
正味財産	73,723,154	47,192,192	26,530,962
(うち基本金)	10,000,000	10,000,000	0
(うち当期正味財産減少額)	2,600,909	0	2,600,909
(うち当期正味財産増加額)	67,358	67,358	0
負債及び正味財産合計	96,656,469	70,125,507	26,530,962

(注1) 基本財産	6,000,000 円
国際交流基金	17,000,000 円
表彰事業基金	3,000,000 円
(注2) 基本財産	4,000,000 円
退職給与引当金	21,500,000 円
事務所整備準備金	3,600,000 円
記念事業準備金積立金	5,000,000 円
助成事業準備金積立金	500,000 円
国際交流基金	2,000,000 円
表彰事業基金	5,000,000 円
(注3) 一般会計運用財産	19,693,507 円
退職給与引当金	800,000 円
(注4) 特別会計運用財産	7,530,962 円
(注5) 第3工新ビル301号室、402号室敷金	1,032,000 円

平成14年3月25日

社団法人 日本ガスタービン学会

会長 酒井 俊道 殿

社団法人 日本ガスタービン学会

監事 菅 進

監事 野田 廣太郎

4. 財産目録

平成14年2月28日現在

【資産の部】

1. 銀行預金

貸付信託	中央三井信託銀行新宿西口支店(注1)	26,000,000 円
定期預金	中央三井信託銀行新宿西口支店(注2)	41,600,000 円
普通預金	第一勧業銀行西新宿支店(注3)	6,830,321 円
	第一勧業銀行西新宿支店(注4)	1,863,967 円
	中央三井信託銀行新宿西口支店(注3)	834,541 円

2. MMF

野村證券(注3)	12,469,356 円
野村證券(注4)	5,666,995 円

3. 振替預金

(注3)	359,289 円
------	-----------

4. 権利金

(注5)	1,032,000 円
------	-------------

資産合計 96,656,469 円

【負債の部】

1. 預り金

	633,315 円
--	-----------

2. 退職給与引当金

	22,300,000 円
--	--------------

負債合計 22,933,315 円

【正味財産の部】

正味財産

73,723,154 円

監査報告書

平成13年度事業報告書、収支計算書、及び財産目録等について、関係書類とともにその内容を監査した結果、法令および定款に照らして正当であることを認めます。

第27期(平成14年度)役員及び評議員

理事・会長 柘植誠夫

副会長 吉岡英輔

総務理事 水木新平(主担当)、塚越敬三(財務)、伊藤高根、川池和彦、本阿弥眞治

企画理事 小泉忠夫(主担当)、井口和春、庄司不二雄、杉浦重泰、土屋利明、

長島利夫

編集理事 毛利邦彦(主担当)、江田武司、千葉正俊、林 茂、平岡克英、湯浅三郎、

吉岡洋明

監事 菅 進、野田廣太郎

評議員 前期選挙結果のうち、上記理事に就任した方を除く6名

第27期(平成14年度)評議員・役員候補者選挙結果

評議員(候補者番号順・敬称略)

番号	氏 名	勤務先	番号	氏 名	勤務先	番号	氏 名	勤務先
1	船崎 健一	岩手大学	32	大田(吉岡) 英輔	早稲田大学	63	中村 直	日本鋼管(株)
2	三宅 裕	大阪大学	33	佐々木 直人	(株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース	64	吉岡 俊彦	日本航空(株)
3	井上 雅弘	九州大学	34	川崎 鋭裕	石川島播磨重工業(株)	65	大田原 康彦	(株)日立製作所
4	速水 洋	九州大学	35	千葉 正俊	石川島播磨重工業(株)	66	川池 和彦	(株)日立製作所
5	鈴木 健二郎	京都大学	36	永野 進	石川島播磨重工業(株)	67	小松 秀明	(株)日立製作所
6	原田 広史	物質・材料研究機構	37	三堀 健	石川島播磨重工業(株)	68	中村 昭三	(株)日立製作所
7	川口 修	慶応義塾大学	38	渡辺 康之	石川島播磨重工業(株)	69	西嶋 庸正	(株)日立製作所
8	長島 昭	慶応義塾大学	39	井上 良夫	石川島汎用機械(株)	70	大庭 康二	日立造船(株)
9	遠藤 征紀	航空宇宙技術研究所	40	盛田 明男	(株)荏原製作所	71	安部 利男	三井造船(株)
10	鈴木 和雄	航空宇宙技術研究所	41	一本松 正道	大阪ガス(株)	72	高木 俊幸	三井造船(株)
11	柳 良二	航空宇宙技術研究所	42	岩本 敏昭	川崎重工業(株)	73	秋田 浩司	三菱自動車工業(株)
12	林 茂	航空宇宙技術研究所	43	森 建二	川崎重工業(株)	74	青木 素直	三菱重工業(株)
13	吉田 豊明	航空宇宙技術研究所	44	山下 直之	関西電力(株)	75	塚越 敬三	三菱重工業(株)
14	山根 隆一郎	国士舘大学	45	中西 章夫	九州電力(株)	76	柘植 誠夫	三菱重工業(株)
15	永野 三郎	埼玉工業大学	46	井上 誠	(株)コマツ	77	長谷川 清	三菱重工業(株)
16	藤岡 義行	超音速輸送機用推進システム技術研究組合	47	弘松 幹雄	(株)先進材料利用ガジェネレータ研究所	78	福江 一郎	三菱重工業(株)
17	高橋 毅	(財)電力中央研究所	48	杉浦 重泰	全日本空輸(株)	79	岩佐 照久	(株)明電舎
18	新田 明人	(財)電力中央研究所	49	長谷川 好道	ダイハツディーゼル(株)	80	荒川 真雄	ヤマハディーゼル(株)
19	伊藤 高根	東海大学	50	大原 久宜	中部電力(株)	次点者		
20	荒川 忠一	東京大学	51	相曾 健司	電源開発(株)	1	辻本 良信	大阪大学
21	梶 昭次郎	東京大学	52	樋口 新一郎	(株)トヨタタービンアンドシステム	2	筒井 康賢	産業技術総合研究所
22	長島 利夫	東京大学	53	佐々木 祥二	トヨタ自動車(株)	3	石井 正文	京セラ(株)
23	吉藤 晴夫	東京大学	54	古島 潔	東京ガス(株)	投票数 817 有効票 808 無効票 8 白票 1		
24	渡辺 紀徳	東京大学	55	土屋 利明	東京電力(株)			
25	湯浅 三郎	東京都立科学技術大学	56	飯田 義亮	(株)東芝			
26	望月 貞成	東京農工大学	57	和泉 敦彦	(株)東芝			
27	本阿弥 眞治	東京理科大学	58	小林 正	(株)東芝			
28	山本 誠	東京理科大学	59	松田 健	(株)東芝			
29	竹野 忠夫	名城大学	60	吉岡 洋明	(株)東芝			
30	田辺 清	日本航空機エンジン協会	61	五十嵐 喜良	東北電力(株)			
31	水木 新平	法政大学	62	杉山 勝彦	(株)豊田中央研究所			

第27期(平成14年度)事業計画

1. 事業の概要

平成14年度(第27期:平成14年3月1日から平成15年2月28日まで)は、前年度に引き続き、定款に定める下記諸事業を行う計画である。また、学会設立30周年記念事業の準備・開催、次期国際会議に向けての準備、学会の財務体質の強化を図りながら、引き続き事務局の合理化や社会のニーズに合わせた会員へのサービスを行う予定である。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催(集会事業)

名 称	予 定 回 数	開 催 予 定 時 期
創立30周年記念講演会	1回	平成14年5月
見学会・技術懇談会	2回	平成14年5月他
教育シンポジウム	1回	7月
第30回定期講演会	1回	10月(2日間)
セミナー	1回	平成15年1月
フォーラム	1回	3月
シンポジウム	1回	未定

(2) 学会誌及び学術図書(出版事業)

図 書 名	発 行 予 定 時 期	予 定 部 数
ガスタービン学会誌	平成14年3月, 5月, 7月, 9月, 11月, 平成15年1月	各2,300
30周年記念ガスタービン写真集	平成14年5月	350
小型セラミックガスタービンの技術	平成14年7月	500
定期講演会論文集	平成14年10月	200
セミナー資料集	平成15年1月	230
Bulletin of GTSJ	平成15年2月	800

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力(国際協力事業)

次期国際ガスタービン会議に向けて、海外関連学協会及び同国際会議の海外アドバイザーコミッティとの連携の強化を図る。また、Bulletin of GTSJを海外関連学協会へ配布し、学会の活動状況を紹介することにより情報交換を密にする。

国内については昨年度と同様に、関連学協会(約25団体)との共催及び協賛により学術講演会、セミナー等を計画、実施する。

(4) ガスタービンに関する研究・調査(調査研究事業)

昨年度発足した「ガスタービンの極小化に関する調査・研究」のための調査研究委員会を継続し、超極小ガスタービンの設計概念と要素設計指針を徐々に明確化させ、2003年に予定されるIGTC'03Tokyoにおける技術論文として結実、国際会議に貢献できることを目指す。また、平成14年のわが国におけるガスタービン及び過給機の生産実績の統計資料を収集、集計し、学会誌及びBulletin of GTSJに掲載する。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業)

ガスタービンに関連する研究及び技術開発を奨励するために、優れた研究と技術に対して隔年でガスタービン学会賞を授与し、総会において表彰する。

2. 委員会の設置

以上の諸事業を実施するため、下記の常置及び臨時委員会を設置する。

常置委員会：(1) 総務委員会
(2) 企画委員会
(3) 編集委員会
(4) ガスタービン統計作成委員会
(5) 学術講演会委員会
(6) ガスタービン技術情報センター運営委員会
(7) 地方委員会
(8) Bulletin編集委員会
(9) 国際交流委員会

臨時委員会：(1) 選挙管理委員会
(2) 調査研究委員会
(3) 30周年記念事業実行委員会
(4) CGT出版委員会
(5) 2003年国際ガスタービン会議実行委員会
(6) その他

第27期(平成14年度)収支予算書

1. 予算総括表

平成14年3月1日 から 平成15年2月28日

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計 1	特 別 会 計 2
I. 収入の部	円	円	円	円
1. 基本財産運用収入	40,000	40,000	0	0
2. 会費・入会金収入	22,800,000	22,800,000	0	0
3. 事業収入	15,570,000	14,480,000	1,090,000	0
4. 補助金等収入	156,000	156,000	0	0
5. 雑収入	1,379,000	1,260,000	119,000	0
6. 取り崩し収入	8,000,000	500,000	7,500,000	0
7. 借入金収入	7,500,000	0	0	7,500,000
当期収入合計	55,445,000	39,236,000	8,709,000	7,500,000
前期繰越収支差額	26,591,000	19,060,000	7,531,000	0
収入合計	82,036,000	58,296,000	16,240,000	7,500,000
II. 支出の部				
1. 事業費	27,947,000	20,465,000	3,830,000	3,652,000
2. 管理費	27,829,000	22,679,000	1,390,000	3,760,000
3. 特定預金支出	800,000	800,000	0	0
4. 繰入金支出	7,500,000	0	7,500,000	0
当期支出合計	64,076,000	43,944,000	12,720,000	7,412,000
当期収支差額	-8,631,000	-4,708,000	-4,011,000	88,000
次期繰越収支差額	17,960,000	14,352,000	3,520,000	88,000

日本ガスタービン学会賞（第11回）報告

平成13年度学会賞審査委員会委員長 山根 隆一郎
YAMANE Ryuichiro

日本ガスタービン学会賞はガスタービンおよび過給機に関する優れた論文および技術を表彰するために、1982年に本会創立10周年を記念して制定され、2年毎に表彰を行っております。学会賞には論文賞、技術賞、奨励賞の3種類があります。

今回は平成13年11月30日を応募期限として、本会学会誌平成13年9月号に会告を掲載し募集を行いました。

審査は委員長を含め産官学からの15名の委員、11名の臨時委員からなる審査委員会によって慎重、厳密かつ公正に行いました。従来は2月に入ってから審査を開始していましたが、昨年度から学会の会計年度が早まったこと、論文賞候補が通常の3倍近くあったことなどから、今回は1月下旬より審査を開始しました。

論文賞は、平成9年12月以降、平成13年11月までの4年間に学会誌に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings に掲載された論文が対象となります。この中から学会誌編集委員会および1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文委員会から推薦された論文、申請および他薦された論文が合計

34編ありました。1編について3名の審査委員を割り当てて慎重に審査を行うため臨時委員11名を追加しました。

論文賞は通常2件以内、国際会議の後は5件以内となっていますが、前回の募集締切が1999年国際ガスタービン会議神戸大会の直後でこの会議の論文からの応募が十分でなく、結果として授賞がありませんでしたので、今回を国際会議の後の最初の募集とみなして最大5件推薦することにしました。各委員の審査結果を集計し慎重に検討した結果、論文賞5件、奨励賞1件を候補として選考しました。

奨励賞は、論文賞と同じ対象の論文の著者のうち36歳未満の筆頭著者を対象として検討した結果1名を選考しました。

技術賞は、申請書、推薦書および直接のヒアリングを含む慎重な審査を行いましたが、残念ながら今回は該当なしとなりました。

これらの結果は理事会における審議の結果承認され、以下の通りの授賞が決定されました。

論文賞

Development of Fabrication Process for Ceramic Gas Turbine Components

Kyocera Corp. TERAZONO Hirofumi
TANAKA Koichi
KUBO Toshifumi
TSURUZONO Sazo
YOSHIDA Makoto

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, OS-104

「300 kW 級セラミックガスタービン技術開発プロジェクト」が、通商産業省の指導により、行われてきた。このプロジェクトの目的は、コジェネレーション用小型ガスタービンにおいて高効率、低公害を達成することである。京セラはこのプロジェクトに参加し、川崎重工業とともに、CGT 302 エンジン用セラミック部品を開発してきた。

プロジェクトの最終目標であるタービン入り口温度1350℃という高温での運転を達成するために、京セラでは新しい窒化珪素材料 SN 281, SN 282 を開発した。この新材料は粒界層の耐熱性、耐酸化性の改善を目的に開発し、その結果1500℃までの優れた高温強度と耐酸化性を達成する事が出来た。また、これらの材料を用いて、CGT 302 エンジンに用いられる全てのセラミック

部品製造方法の開発を行った。特に、大型のパワータービン (PT) ローターを一体で製造することに成功した。その外径は192 mm に達し、セラミックの一体型軸流タービンローターとしては世界一大きいと思われる。開発に際しては、窒化珪素材料に SN 282 を用いて、固形鋳込み成形に用いられる泥漿の作製条件、固化する際の成形条件、焼成条件などの製造方法の開発を行った。その結果、PT ローターは回転保証試験において定格回転数の130%を超える回転まで耐え得ることが出来るようになった。

本稿では、これらの新材料を用いた部品製造技術の開発や、エンジン試験におけるセラミック部品の性能について述べる。

日本ガスタービン学会賞（第11回）報告

平成13年度学会賞審査委員会委員長 山根 隆一郎
YAMANE Ryuichiro

日本ガスタービン学会賞はガスタービンおよび過給機に関する優れた論文および技術を表彰するために、1982年に本会創立10周年を記念して制定され、2年毎に表彰を行っております。学会賞には論文賞、技術賞、奨励賞の3種類があります。

今回は平成13年11月30日を応募期限として、本会学会誌平成13年9月号に会告を掲載し募集を行いました。

審査は委員長を含め産官学からの15名の委員、11名の臨時委員からなる審査委員会によって慎重、厳密かつ公正に行いました。従来は2月に入ってから審査を開始していましたが、昨年度から学会の会計年度が早まったこと、論文賞候補が通常の3倍近くあったことなどから、今回は1月下旬より審査を開始しました。

論文賞は、平成9年12月以降、平成13年11月までの4年間に学会誌に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings に掲載された論文が対象となります。この中から学会誌編集委員会および1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文委員会から推薦された論文、申請および他薦された論文が合計

34編ありました。1編について3名の審査委員を割り当てて慎重に審査を行うため臨時委員11名を追加しました。

論文賞は通常2件以内、国際会議の後は5件以内となっていますが、前回の募集締切が1999年国際ガスタービン会議神戸大会の直後でこの会議の論文からの応募が十分でなく、結果として授賞がありませんでしたので、今回を国際会議の後の最初の募集とみなして最大5件推薦することになりました。各委員の審査結果を集計し慎重に検討した結果、論文賞5件、奨励賞1件を候補として選考しました。

奨励賞は、論文賞と同じ対象の論文の著者のうち36歳未満の筆頭著者を対象として検討した結果1名を選考しました。

技術賞は、申請書、推薦書および直接のヒアリングを含む慎重な審査を行いましたが、残念ながら今回は該当なしとなりました。

これらの結果は理事会における審議の結果承認され、以下の通りの授賞が決定されました。

論文賞

Development of Fabrication Process for Ceramic Gas Turbine Components

Kyocera Corp. TERAZONO Hirofumi
TANAKA Koichi
KUBO Toshifumi
TSURUZONO Sazo
YOSHIDA Makoto

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, OS-104

「300 kW 級セラミックガスタービン技術開発プロジェクト」が、通商産業省の指導により、行われてきた。このプロジェクトの目的は、コジェネレーション用小型ガスタービンにおいて高効率、低公害を達成することである。京セラはこのプロジェクトに参加し、川崎重工業とともに、CGT 302 エンジン用セラミック部品を開発してきた。

プロジェクトの最終目標であるタービン入り口温度1350℃という高温での運転を達成するために、京セラでは新しい窒化珪素材料 SN 281, SN 282 を開発した。この新材料は粒界層の耐熱性、耐酸化性の改善を目的に開発し、その結果1500℃までの優れた高温強度と耐酸化性を達成する事が出来た。また、これらの材料を用いて、CGT 302 エンジンに用いられる全てのセラミック

部品製造方法の開発を行った。特に、大型のパワータービン (PT) ローターを一体で製造することに成功した。その外径は192 mm に達し、セラミックの一体型軸流タービンローターとしては世界一大きいと思われる。開発に際しては、窒化珪素材料に SN 282 を用いて、固形鋳込み成形に用いられる泥漿の作製条件、固化する際の成形条件、焼成条件などの製造方法の開発を行った。その結果、PT ローターは回転保証試験において定格回転数の130%を超える回転まで耐え得ることが出来るようになった。

本稿では、これらの新材料を用いた部品製造技術の開発や、エンジン試験におけるセラミック部品の性能について述べる。

論文賞

R&D and Simulated Altitude Testing of HYPER Combined Cycle Engine

IHI MITSUOKA Takeo
 NAKATA Yasushi
 MIYAGI Hiroyuki
 Kawasaki HI KIMURA Hideo
 Mitsubishi HI KISHI Kimihiro
 P & W Gary WELLS
 GE Jerry L. CABE
 NAL YANAGI Ryoji

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, OS-507

HYPR プロジェクトは、Mach 5 の極超音速輸送機用推進システム技術の開発を目指して、1989 年に開始された。ここで研究されたエンジンは、離陸から Mach 3 まで作動するターボエンジンと Mach 2.5 から Mach 5 まで作動するラムエンジンのコンバインドサイクルエンジンである。ターボモードとラムモードは、Mach 2.5 から Mach 3 の間に切り替えられる。コンバインドサイクルエンジンのデモ機（HYPR 90-C）は、1997 年に設計・製造され、翌年 2 月に最初の運転を行った。さらに、ターボラムモード切り替えの能力を実証するために、1998 年 12 月から翌年 3 月にかけて、ATF 試験（模擬高空条件試験）が実施された。本論文は、HYPR 90-C の特徴と ATF 試験結果を、モード切り替えに焦点を

当てて記述する。

ターボラムモード切り替えは、同軸型・タンデム配置のコンバインドサイクルエンジンにとって鍵になる技術で、推進システムとして成立するためには、モード切り替え中の

1) 推力および空気流量の保持、2) ターボエンジンの安定作動、3) モード切り替えバルブ開放時の逆流防止、4) ターボ再起動時の HIGH-EGT 防止、などの条件が考えられる。ATF 試験では、これらの条件を基本的にみたすエンジン運転を実証することが出来た。この試験結果は、将来のコンバインドサイクルエンジンの開発に、明るい展望を与えるものと言える。

論文賞

Investigation on Aerodynamic Damping Force Including Panel Vibration Mode

IHI KOBAYASHI Kenji

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, OS-601

ガスタービン圧縮機については、低燃費化のため高圧力比化や高効率化が要求される動向にある。高圧力化に伴い、空気励振力が大きくなり翼強制振動レベルが増大する。一方、最近の圧縮機では低アスペクト比翼が主流となり、従来の高アスペクト比翼では考慮されていなかった、翼弦長方向にたわみモードを有するパネルモードによる翼損傷が問題視されている。パネルモードの固有振動数は曲げやねじりモードに比べて非常に高いため、空気励振力が小さくなるにも係らず損傷が発生しており、今後の低アスペクト翼採用の圧縮機の信頼性向上にはパネルモードの翼振動応答予測が重要な技術課題となり得る。

そこでパネルモードの翼振動応答を理論的に予測する

方法を提示し、曲げおよびねじりモードと比較しながら、共振特性に重要となる空気減衰力を理論的かつ実験的に調べた。まず、ピエゾ加振子により圧縮機翼をスイープ加振させて、圧縮機運転前後の翼共振応答曲線を計測することで空気減衰力を実験的に求めた。さらに、翼振動特性を求める Lagrange 法および翼振動時の非定常空気力を求める特異点法を連成させて、空気減衰力を理論的に求めた。その結果、理論値と実験値との一致が良いことを確認するとともに、曲げやねじりに比べてパネルモードの空気減衰力は非常に小さく、小さな空気励振力でも大きなパネルモード共振が発生し得ることを明らかにした。

論文賞

R&D and Simulated Altitude Testing of HYPER Combined Cycle Engine

IHI MITSUOKA Takeo
 NAKATA Yasushi
 MIYAGI Hiroyuki
 Kawasaki HI KIMURA Hideo
 Mitsubishi HI KISHI Kimihiro
 P & W Gary WELLS
 GE Jerry L. CABE
 NAL YANAGI Ryoji

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, OS-507

HYPR プロジェクトは、Mach 5 の極超音速輸送機用推進システム技術の開発を目指して、1989 年に開始された。ここで研究されたエンジンは、離陸から Mach 3 まで作動するターボエンジンと Mach 2.5 から Mach 5 まで作動するラムエンジンのコンバインドサイクルエンジンである。ターボモードとラムモードは、Mach 2.5 から Mach 3 の間に切り替えられる。コンバインドサイクルエンジンのデモ機（HYPR 90-C）は、1997 年に設計・製造され、翌年 2 月に最初の運転を行った。さらに、ターボラムモード切り替えの能力を実証するために、1998 年 12 月から翌年 3 月にかけて、ATF 試験（模擬高空条件試験）が実施された。本論文は、HYPR 90-C の特徴と ATF 試験結果を、モード切り替えに焦点を

当てて記述する。

ターボラムモード切り替えは、同軸型・タンデム配置のコンバインドサイクルエンジンにとって鍵になる技術で、推進システムとして成立するためには、モード切り替え中の

1) 推力および空気流量の保持、2) ターボエンジンの安定作動、3) モード切り替えバルブ開放時の逆流防止、4) ターボ再起動時の HIGH-EGT 防止、などの条件が考えられる。ATF 試験では、これらの条件を基本的にみたすエンジン運転を実証することが出来た。この試験結果は、将来のコンバインドサイクルエンジンの開発に、明るい展望を与えるものと言える。

論文賞

Investigation on Aerodynamic Damping Force Including Panel Vibration Mode

IHI KOBAYASHI Kenji

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, OS-601

ガスタービン圧縮機については、低燃費化のため高圧力比化や高効率化が要求される動向にある。高圧力化に伴い、空気励振力が大きくなり翼強制振動レベルが増大する。一方、最近の圧縮機では低アスペクト比翼が主流となり、従来の高アスペクト比翼では考慮されていなかった、翼弦長方向にたわみモードを有するパネルモードによる翼損傷が問題視されている。パネルモードの固有振動数は曲げやねじりモードに比べて非常に高いため、空気励振力が小さくなるにも係らず損傷が発生しており、今後の低アスペクト翼採用の圧縮機の信頼性向上にはパネルモードの翼振動応答予測が重要な技術課題となり得る。

そこでパネルモードの翼振動応答を理論的に予測する

方法を提示し、曲げおよびねじりモードと比較しながら、共振特性に重要となる空気減衰力を理論的かつ実験的に調べた。まず、ピエゾ加振子により圧縮機翼をスイープ加振させて、圧縮機運転前後の翼共振応答曲線を計測することで空気減衰力を実験的に求めた。さらに、翼振動特性を求める Lagrange 法および翼振動時の非定常空気力を求める特異点法を連成させて、空気減衰力を理論的に求めた。その結果、理論値と実験値との一致が良いことを確認するとともに、曲げやねじりに比べてパネルモードの空気減衰力は非常に小さく、小さな空気励振力でも大きなパネルモード共振が発生し得ることを明らかにした。

論文賞

Application of Short-Flame/Quick Quench Combustion Concept to Ultra-Low NO_x Gas Turbine Combustors

NAL YAMADA Hideshi
HAYASHI Shigeru
MAKIDA Mitumasa

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, TS-65

この論文は、NO_xの生成機構の特徴である強い燃焼温度依存性と生成が主要な燃焼反応（COの酸化）に比べて遅いことを最大限利用した、独創的な低排出燃焼器コンセプト（特許2113883）の有用性を実験的に示したものである。このバーナは、小さな孔をたくさん空けた保炎器と、それを貫通して燃焼室内に延びる希釈空気供給管群によって構成されている。保炎器の孔から小さな予混合火炎の集まりである短い燃焼帯が形成され、そのすぐ下流で希釈空気供給管の先端の孔から冷却空気が噴射される。このように燃焼帯で燃焼を完全に行わせると共に、燃焼ガス中に空気を噴射・混合させてそれ以降の

NO_xの生成を素早く停止させることによって従来困難であった完全燃焼と低NO_xの両立が可能となった。

実験は、単純サイクル及び再生サイクルガスタービンの燃焼器作動条件で、圧力0.7 MPaまで、空気温度は300～900℃の範囲で行い、燃焼用と希釈用の空気流量配分を可変制御することによって、実エンジンで必要な当量比範囲以上にわたってNO_xの排出と燃焼効率、希釈空気噴射位置の影響について調べた。圧力、温度が高いほど短い燃焼距離が得られ、空気流量配分制御によって当量比1:2以上の範囲で超低NO_x（10 ppm, 15% O₂）と高燃焼効率を維持できることが明らかになった。

論文賞

ターボチャージャ用高性能合金

豊田中研 西 野 和 彰
川 浦 宏 之
田 中 浩 司
堀 江 俊 男
斎 藤 卓
内 田 博

日本ガスタービン学会誌 28巻1号（2000.1）

自動車エンジンの一層の低エミッション化、低燃費化を図るため、ターボ過給の重要性が増大している。このため、ターボチャージャの性能向上への要求も厳しく、高効率化、高過給化、高レスポンス化、及び一層の低NV（騒音・振動）化が求められている。これらの性能向上には、新たな設計技術の開発、製造技術の進歩とともに、革新的な材料の開発が必要である。そこで、ターボチャージャ性能の飛躍的な向上を狙って、回転部品用的高性能合金（軽量／高耐熱／高剛性）を開発した。すなわち、タービンホイール用には、簡便な開発表面処理法によっ

てその弱点である高温耐酸化性を向上させ、耐異物損傷（FOD）性の点で有利な組成とした軽量耐熱チタンアルミ合金（比重：Ni基超合金の1/2）を、コンプレッサインペラ用には、高温比強度を現用アルミ合金と同等以上に高めた耐熱Mg合金を、またタービンシャフト用には従来鋼の1.7倍の比ヤング率（ヤング率：300 GPa）を有する、チタン硼化物分散型の高剛性鋼を開発した。これらの開発合金を回転部品へ適用したターボチャージャの性能試験の結果、慣性モーメントIpが42%低減し、軸振動の危険速度が44%上昇することを実証できた。

論文賞

Application of Short-Flame/Quick Quench Combustion Concept to Ultra-Low NOx Gas Turbine Combustors

NAL YAMADA Hideshi
HAYASHI Shigeru
MAKIDA Mitumasa

Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, TS-65

この論文は、NO_xの生成機構の特徴である強い燃焼温度依存性と生成が主要な燃焼反応（COの酸化）に比べて遅いことを最大限利用した、独創的な低排出燃焼器コンセプト（特許2113883）の有用性を実験的に示したものである。このバーナは、小さな孔をたくさん空けた保炎器と、それを貫通して燃焼室内に延びる希釈空気供給管群によって構成されている。保炎器の孔から小さな予混合火炎の集まりである短い燃焼帯が形成され、そのすぐ下流で希釈空気供給管の先端の孔から冷却空気が噴射される。このように燃焼帯で燃焼を完全に行わせると共に、燃焼ガス中に空気を噴射・混合させてそれ以降の

NO_xの生成を素早く停止させることによって従来困難であった完全燃焼と低NO_xの両立が可能となった。

実験は、単純サイクル及び再生サイクルガスタービンの燃焼器作動条件で、圧力0.7 MPaまで、空気温度は300～900℃の範囲で行い、燃焼用と希釈用の空気流量配分を可変制御することによって、実エンジンで必要な当量比範囲以上にわたってNO_xの排出と燃焼効率、希釈空気噴射位置の影響について調べた。圧力、温度が高いほど短い燃焼距離が得られ、空気流量配分制御によって当量比1:2以上の範囲で超低NO_x（10 ppm, 15% O₂）と高燃焼効率を維持できることが明らかになった。

論文賞

ターボチャージャ用高性能合金

豊田中研 西 野 和 彰
川 浦 宏 之
田 中 浩 司
堀 江 俊 男
斎 藤 卓
内 田 博

日本ガスタービン学会誌 28巻1号（2000.1）

自動車エンジンの一層の低エミッション化、低燃費化を図るため、ターボ過給の重要性が増大している。このため、ターボチャージャの性能向上への要求も厳しく、高効率化、高過給化、高レスポンス化、及び一層の低NV（騒音・振動）化が求められている。これらの性能向上には、新たな設計技術の開発、製造技術の進歩とともに、革新的な材料の開発が必要である。そこで、ターボチャージャ性能の飛躍的な向上を狙って、回転部品用的高性能合金（軽量／高耐熱／高剛性）を開発した。すなわち、タービンホイール用には、簡便な開発表面処理法によっ

てその弱点である高温耐酸化性を向上させ、耐異物損傷（FOD）性の点で有利な組成とした軽量耐熱チタンアルミ合金（比重：Ni基超合金の1/2）を、コンプレッサインペラ用には、高温比強度を現用アルミ合金と同等以上に高めた耐熱Mg合金を、またタービンシャフト用には従来鋼の1.7倍の比ヤング率（ヤング率：300 GPa）を有する、チタン硼化物分散型の高剛性鋼を開発した。これらの開発合金を回転部品へ適用したターボチャージャの性能試験の結果、慣性モーメントIpが42%低減し、軸振動の危険速度が44%上昇することを実証できた。

奨励賞

高強度 Ni 基単結晶超合金 TMS-82+の開発

日本ガスタービン学会誌 29 巻 5 号 (2001.9)

東芝 日 野 武 久

ガスタービンの効率向上のため、タービン動/静翼にはより高温強度の優れた材料が求められている。そのため最新鋭の発電用ガスタービンでは Ni 基単結晶超合金が使用されるようになってきている。

ジェットエンジンでは、発電用ガスタービンで使用されている第2世代単結晶超合金 (Re 添加量: 3 wt%) に対し、クリープ強度の高い第3世代単結晶超合金 (Re 添加量: 5-6 wt%) が使用され始めている。しかしクリープ強度が高い反面、Re 添加量の増加により組織安定性が悪く、発電用ガスタービンで使用することは難しい。これよりかつ組織安定性良好でクリープ特性が優れた合金の開発を行った。

TMS-82+ は組成設計に物質・材料研究機構で開発した合金設計プログラムを使用することで、従来経験的に

行われていた合金開発の一部をコンピュータによる計算に置き換え開発の効率化を図った。また強度向上には有効であるが、高価な金属であるレニウム (Re) の添加量を 2.4% に抑えることでコスト低減を図りつつ、翼使用時にラフト組織、 γ/γ' 析出物界面に界面転位網が形成しやすくなるよう合金組成を調整し高温強度の向上を図った。

その結果、TMS-82+ は第2世代 Ni 基単結晶超合金に対し 30℃ 以上のクリープ耐用応力 (137 MPa・10 万時間) の向上を図ることができた。また高温酸化特性、組織安定性は第2世代単結晶超合金と同等の特性を示した。現在、その特性の最終評価として 15 MW ガスタービン第1段動翼を試作し、発電用試験ガスタービンに組み込み運転試験を実施中である。

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第254回講習会 設計に使える熱流体解析の基礎と応用 (デモ展示付き)	H 14/5/21, 22 建設交流館 7 階 702 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5)	H 14/5/28 大阪科学技術センター 8 階 中ホール	日本機械学会 野地礼子 TEL: 03-5360-3505 FAX: 03-5360-3509
第8回動力・エネルギー技術シンポジウム「新世紀の動力・エネルギー技術2002」	H 14/6/18-19 大田区産業プラザ PIO	日本機械学会 動力エネルギーシステム部門 担当/野地礼子 TEL: 03-5360-3505 FAX: 03-5360-3509
21 世紀の分散型エネルギーシステムシンポジウム	H 14/9/24-25 東京大学	三菱総合研究所 エネルギー政策研究部 亀本裕子 TEL: 03-3277-0714 E-mail: kamemoto@mri.co.jp
第25回材料講習会「超音波により材料特性評価」	H 14/11/8 日本材料学会会議室	日本材料学会 TEL: 075-761-5321 FAX: 075-761-5325 E-mail: jimuj@jsms.jp
第40回燃焼シンポジウム	H 14/12/4-6 大阪国際会議場	第40回燃焼シンポジウム事務局: 大阪府立大学大学院工学研究科エネルギー機械工学分野内 TEL: 072-254-9225 FAX: 072-254-9225 E-mail: sympo40@combustionsociety.jp

奨励賞

高強度 Ni 基単結晶超合金 TMS-82+の開発

日本ガスタービン学会誌 29 巻 5 号 (2001.9)

東芝 日 野 武 久

ガスタービンの効率向上のため、タービン動/静翼にはより高温強度の優れた材料が求められている。そのため最新鋭の発電用ガスタービンでは Ni 基単結晶超合金が使用されるようになってきている。

ジェットエンジンでは、発電用ガスタービンで使用されている第2世代単結晶超合金 (Re 添加量: 3 wt%) に対し、クリープ強度の高い第3世代単結晶超合金 (Re 添加量: 5-6 wt%) が使用され始めている。しかしクリープ強度が高い反面、Re 添加量の増加により組織安定性が悪く、発電用ガスタービンで使用することは難しい。これよりかつ組織安定性良好でクリープ特性が優れた合金の開発を行った。

TMS-82+ は組成設計に物質・材料研究機構で開発した合金設計プログラムを使用することで、従来経験的に

行われていた合金開発の一部をコンピュータによる計算に置き換え開発の効率化を図った。また強度向上には有効であるが、高価な金属であるレニウム (Re) の添加量を 2.4% に抑えることでコスト低減を図りつつ、翼使用時にラフト組織、 γ/γ' 析出物界面に界面転位網が形成しやすくなるよう合金組成を調整し高温強度の向上を図った。

その結果、TMS-82+ は第2世代 Ni 基単結晶超合金に対し 30℃ 以上のクリープ耐用応力 (137 MPa・10 万時間) の向上を図ることができた。また高温酸化特性、組織安定性は第2世代単結晶超合金と同等の特性を示した。現在、その特性の最終評価として 15 MW ガスタービン第1段動翼を試作し、発電用試験ガスタービンに組み込み運転試験を実施中である。

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第254回講習会 設計に使える熱流体解析の基礎と応用 (デモ展示付き)	H 14/5/21, 22 建設交流館 7 階 702 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5)	H 14/5/28 大阪科学技術センター 8 階 中ホール	日本機械学会 野地礼子 TEL: 03-5360-3505 FAX: 03-5360-3509
第8回動力・エネルギー技術シンポジウム「新世紀の動力・エネルギー技術2002」	H 14/6/18-19 大田区産業プラザ PIO	日本機械学会 動力エネルギーシステム部門 担当/野地礼子 TEL: 03-5360-3505 FAX: 03-5360-3509
21 世紀の分散型エネルギーシステムシンポジウム	H 14/9/24-25 東京大学	三菱総合研究所 エネルギー政策研究部 亀本裕子 TEL: 03-3277-0714 E-mail: kamemoto@mri.co.jp
第25回材料講習会「超音波により材料特性評価」	H 14/11/8 日本材料学会会議室	日本材料学会 TEL: 075-761-5321 FAX: 075-761-5325 E-mail: jimuj@jsms.jp
第40回燃焼シンポジウム	H 14/12/4-6 大阪国際会議場	第40回燃焼シンポジウム事務局: 大阪府立大学大学院工学研究科エネルギー機械工学分野内 TEL: 072-254-9225 FAX: 072-254-9225 E-mail: sympo40@combustionsociety.jp

2002 年度第一回見学会及び技術フォーラムに参加して

平成 14 年 3 月 8 日に大阪大学豊中キャンパスにて見学会及び技術フォーラムが学生のも含め、30 名以上が参加して実施されました。

今回の催しに関しては大阪大学基礎工学研究科機械科学コース流体工学研究室の辻本教授・吉田助教授他研究室の方々との全面的な協力の下に実施され、実に有意義な一日でした。

技術フォーラムは、“HII ロケット開発に見る最新技術課題”をテーマとして、宇宙開発事業団の内氏より“ターボポンプインデューサーの破損原因と対策”についての講演と同事業団の渡辺氏より“ノズル横振動”についての講演が行われ、活発な質疑応答がありました。

両氏の講演に引き続き、大阪大学の学生の方々より、“ターボポンプインデューサーの破損”に関する理論解

析と風洞によるモデル実験の状況および“ノズル横振動”についての理論解析の説明がなされました。

HII ロケットのように最新技術を駆使して開発する場合、理論解析と実験とそれを計測する技術がいかに重要であるかが自戒の念を込めて説明され、ガスタービン技術者にとっても実に有意義な内容でした。

技術フォーラム終了後、吉田助教授の案内で大阪大学の“キャビテーション実験装置”・“超音速実験風洞”・“実験用ガスタービン”および“小型ジェットエンジン”の見学会が行われました。

全面的に協力いただいた辻本教授他大阪大学の方々および講演を担当していただいた宇宙開発事業団の両氏には、紙上にてお礼申し上げます。

(記：ガスタービン学会地方委員会 大庭委員)

訃 報

終身会員 古浜 庄一君 80 才 平成 14 年 1 月 10 日逝去

謹んで哀悼の意を表します

▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

盛 田 明 男(荏 原)	片 岡 正 人(三菱重工)	松 本 照 弘(三菱重工)	田 中 浩 司(豊田中研)
濱 岡 里 司(濱岡工作所)	高 田 和 正(三菱重工)	宮 内 宏太郎(三菱重工)	斎 藤 卓(豊田中研)
鈴 木 康 史(グリーンホール研究所)	大 前 勝 禎(三菱重工)	西 野 和 彰(豊田中研)	寺 園 博 文(京セラ)
白 川 昌 和(東 芝)	赤 松 真 児(三菱重工)	川 浦 宏 之(豊田中研)	木 村 秀 雄(川崎重工)
安 部 克 彦(三菱重工)	川 上 朋(三菱重工)	堀 江 俊 男(豊田中研)	

2002 年度第一回見学会及び技術フォーラムに参加して

平成 14 年 3 月 8 日に大阪大学豊中キャンパスにて見学会及び技術フォーラムが学生のも含め、30 名以上が参加して実施されました。

今回の催しに関しては大阪大学基礎工学研究科機械科学コース流体工学研究室の辻本教授・吉田助教授他研究室の方々との全面的な協力の下に実施され、実に有意義な一日でした。

技術フォーラムは、“HII ロケット開発に見る最新技術課題”をテーマとして、宇宙開発事業団の内氏より“ターボポンプインデューサーの破損原因と対策”についての講演と同事業団の渡辺氏より“ノズル横振動”についての講演が行われ、活発な質疑応答がありました。

両氏の講演に引き続き、大阪大学の学生の方々より、“ターボポンプインデューサーの破損”に関する理論解

析と風洞によるモデル実験の状況および“ノズル横振動”についての理論解析の説明がなされました。

HII ロケットのように最新技術を駆使して開発する場合、理論解析と実験とそれを計測する技術がいかに重要であるかが自戒の念を込めて説明され、ガスタービン技術者にとっても実に有意義な内容でした。

技術フォーラム終了後、吉田助教授の案内で大阪大学の“キャビテーション実験装置”・“超音速実験風洞”・“実験用ガスタービン”および“小型ジェットエンジン”の見学会が行われました。

全面的に協力いただいた辻本教授他大阪大学の方々および講演を担当していただいた宇宙開発事業団の両氏には、紙上にてお礼申し上げます。

(記：ガスタービン学会地方委員会 大庭委員)

訃 報

終身会員 古浜 庄一君 80 才 平成 14 年 1 月 10 日逝去

謹んで哀悼の意を表します

▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

盛 田 明 男(荏 原)	片 岡 正 人(三菱重工)	松 本 照 弘(三菱重工)	田 中 浩 司(豊田中研)
濱 岡 里 司(濱岡工作所)	高 田 和 正(三菱重工)	宮 内 宏太郎(三菱重工)	斎 藤 卓(豊田中研)
鈴 木 康 史(グリーンホール研究所)	大 前 勝 禎(三菱重工)	西 野 和 彰(豊田中研)	寺 園 博 文(京セラ)
白 川 昌 和(東 芝)	赤 松 真 児(三菱重工)	川 浦 宏 之(豊田中研)	木 村 秀 雄(川崎重工)
安 部 克 彦(三菱重工)	川 上 朋(三菱重工)	堀 江 俊 男(豊田中研)	

(社)日本ガスタービン学会創立 30 周年記念行事のご案内

前号でもご案内致しましたように下記の要領で30周年記念行事を開催致しますので奮ってご参加下さい。詳細につきましては学会 URL (www.soc.nii.ac.jp/gtsj/) をご覧下さい。

記

★ 日時：平成 14 年 5 月 24 日(金) 9：15～20：30

1. 記念講演会

会場：早稲田大学国際会議場 会議室
オーガナイズド・セッション 11 講演, および学生
セッション 12 講演

2. 記念式典

会場：早稲田大学国際会議場 井深大記念ホール

● 特別講演

- 1) 「航空エンジン開発の 10 年と将来への展望」
玉木貞一氏
- 2) 「電気事業法におけるガスタービンの役割」
福島 章氏
- 「電力事業から期待するガスタービン」 榎崎ゆう氏
- 「CIMAC 大会にみるガスタービン技術の動向」
本間友博氏

3. 祝賀パーティー

会場：早稲田大学 大隈ガーデンハウス

4. 参加費（講演論文集合む）

正会員：¥ 7,000

学 生：¥ 4,000

非会員：¥14,000

5. 事前登録

下記申込書に(1)氏名, (2)勤務先, (3)連絡先, (4)送金額・送金方法および送金予定日をご記入の上、学会事務局宛にお送りください。社名にて銀行送金される場合は、お手数でも送金日および送金内訳を電話またはFAXにてご一報ください。

- ・郵便振替 No. 00170-9-179578
口座名：(社)日本ガスタービン学会
- ・銀行振込 みずほ銀行西新宿支店
普通 1703707
口座名：(社)日本ガスタービン学会
- ・現金書留

創立 30 周年記念行事（記念講演会，特別講演 等） 事前登録申込書

申込締切日 (2002 年 5 月 10 日)

開催日 (2002年5月24日)

(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

ふりがな 氏 名	勤務先 所 属	連絡先 TEL ・ FAX ・ E-mail	送金額 (円)
計			

用紙が不足する場合には、本用紙をコピーしてご利用ください。

[事務局への連絡事項]

支払方法（○印をつけてください） 送金予定日 月 日

1. 銀行振込 2. 郵便振替 3. 現金書留

＊ 請求書の発行について

1. 要 宛名 () 2. 不要

＊ 領収書の発行について

1. 要 宛名 () 2. 不要

第8回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年ガスタービン技術の発展には目ざましいものがあります。航空機に搭載されるジェットエンジンをはじめ大規模発電やコージェネレーション用としても用途が広がっております。また、ガスタービンは高効率であること、NO_x排出を抑えることが比較的容易である等の理由で、環境に優しい原動機として、将来の人類のエネルギー問題に寄与する大変重要な役割を担っております。

一方、ガスタービンはまだまだ発展途上にあると言われており、高効率化・大容量化等多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待される分野です。そのような状況下で、学生及びガスタービン初心者の技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

1. 日時：平成14年7月4日(木)、5日(金)
2. 場所：富士電機株式会社 エネルギー製作所
神奈川県川崎市川崎区田辺新田1-1
(JR川崎駅よりバスで約20分)
3. プログラム：

4日(木)10:00-	受付
10:30-12:00	「ガスタービン概論」 竹矢一雄(元徳島大学)
12:00-13:00	昼食
13:00-14:30	「ガスタービンと流体工学」 川池和彦(日立製作所)
14:30-15:00	休憩と見学の説明等
15:00-17:00	富士電機株式会社 エネルギー製作所見学 (シーメンス製69MWガスタービン研究設備及び蒸気タービン/発電機製造工場)
17:00-19:00	懇親会(食堂)

- | | |
|-----------------|--------------------------------|
| 5日(金)9:00-10:30 | 「ガスタービンと伝熱工学」
吉田豊明(航技研) |
| 10:40-12:10 | 「ガスタービンと燃焼工学」
前田福夫(東芝) |
| 12:10-13:00 | 昼食 |
| 13:00-14:30 | 「ガスタービンと材料工学」
新田明人(電中研) |
| 14:40-16:10 | 「ガスタービンと制御工学」
木村敏春(富士電機GT研) |
| 16:10-16:20 | アンケート記入 |
| 16:20 | 閉会 |

4. 定員：80名(定員超過の場合は抽選)
5. 対象者：大学、大学院、高等専門学校在籍者、ガスタービン若手の技術者(原則入社3年以内)
6. 参加費：学 生(会員：無料、非会員：¥3,000)、
社会人(会員：¥5,000、非会員：¥10,500)
(注：当日入会可、入会金¥500、年会費：
学生会員(¥2,500)、正会員(¥5,000))
7. 懇親会：参加費 有料(¥3,000)
8. 申込み：下記の申込書に1)所属 学校名(専攻、
学年)、社名(部課名、入社年度)、GTSJ
会員は会員番号、2)氏名、3)連絡先住
所、TEL、FAX、E-mail、4)懇親会参
加の有無、5)昼食予約の有無を明記し、
学会事務局宛に、郵便、ファクシミリ、電
子メールのいずれかにより平成14年6月
14日(金)(必着)までに、お申し込み下さい。
◎会場付近は工場地域のため昼食をとる場所がござ
いません。昼食を御持参頂くか、弁当(一食¥800
程度)の予約をお願いいたします。
注：開催場所案内図等の詳細については当学会ホーム
ページをご覧ください。
(<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/index.html>)

第8回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

(平成14年7月4、5日)

(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		懇親会	出・欠	昼食予約	7/4	7/5
所 属				学年・入社年度		
連 絡 先	〒					
電 話				GTSJ 会員番号 (No.)	・ 非会員	
ファクシミリ				E-mail アドレス		

申込締切日：平成14年6月14日(金)(必着)

平成 14 年度見学会・技術懇談会のお知らせ

平成 14 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。

今回は小型一軸コンバインドサイクル発電設備について見学しますので奮ってご参加下さい。

1. 日時

平成 14 年 6 月 21 日(金)

2. 見学先

東洋製罐株式会社 川崎工場
神奈川県川崎市川崎区浮島 11 番 1 号

3. 見学内容：MACS 60 小型一軸コンバインドサイクル発電設備

設備名称：MACS 60 三井アドバンストコー
ジェネレーションシステム

パッケージ：三井造船株式会社

主要スペック

発電出力：6860 kW

ガスタービン：TAURUS 60 (ソーラー)

蒸気タービン：アルストーム型 (三井造船)，
復水式軸流排気型

4. スケジュール

13:45 東洋製罐(株)川崎工場 正門前集合

14:00~16:00 発電設備の見学

16:00 頃 解散

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 下記の申込書にご記入のうえ、6 月 7 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 川崎駅東口 21 番のりば、浮島バスターミナル行き (川 03) 乗車、三井東圧下車、すぐ前 (川崎-三井東圧、30~40 分)

なお、詳細については本誌 5 月号または学会ホームページをご覧ください。

(<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/index.html>)

見学会参加申込書

申込締切日 (2002 年 6 月 7 日)

開催日 (2002 年 6 月 21 日)

(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			GTSJ 会員番号	
勤務先				
勤務先 住所	〒			
T E L		F A X		
連絡先	〒			
E-mail				

第 30 回ガスタービン定期講演会・講演論文募集

下記の日程で、日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の共催による第 30 回ガスタービン定期講演会を富山市で開催します。講演発表を希望される方は、期日までに所定の手続により申し込みをお願いします。

開 催 日 2002 年(平成 14 年)10 月 9 日(水)、10 日(木)
開 催 場 所 富山国際会議場
富山市大手町 1 番 2 号 TEL 076-424-5931
講 演 会 一般講演、特別講演
見 学 会 講演会にあわせて、10 月 11 日(金)に、北陸電力地域総合研究所の見学を予定しています

講演申込締切 2002 年(平成 14 年)7 月 8 日(月)

講演原稿締切 2002 年(平成 14 年)8 月 30 日(金)

募 集 論 文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。

ガスタービン及び過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱ったもので、ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザーの実績等も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員で、1 人 1 題目に限ります。

講演申込方法と採否の決定

本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX 等でご連絡ください。（先に FAX で申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。）締切後の申

し込みは受け付けません。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

申込先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13

第 3 工新ビル 402

(社)日本ガスタービン学会

TEL: 03-3365-0095 FAX: 03-3365-0387

講演発表の採否は幹事学会において決定し、7 月中旬に結果をご連絡します。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A4 用紙 44 字×40 行（1 ページ）2～6 ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集（A4 版）を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

- (1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー 2 部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。
- (2) 講演者が日本機械学会会員であり、同学会出版物（論文集および International Journal）への投稿を希望される場合は、日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することとなります。

*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

第30回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション ()

著 者 氏 名 (講演者に○印)	学 校 ・ 勤 務 先 (略 称)	所 属 学 会 (GTSJ・JSME・他)	会 員 資 格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 _____

TEL：() _____

FAX：() _____

E-mail：

講演内容 (100~200字)

講演申込期限は2002年7月8日(月)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。

Dr. David C. Wisler 特別講演会のお知らせ

米国ジェネラル・エレクトリック (GE) 社の Dr. David C. Wisler が日本ガスタービン学会国際交流委員会の招聘により来日されますのを機会に、下記の通り特別講演会を開催いたします。

米国 GE 社における航空用ガスタービンエンジン開発の 70 年にわたる歴史について、詳細かつ興味深い講演が聴ける貴重な機会ですので、是非ご参加下さい。

Dr. Wisler は、コロラド大学で PhD を取得後、1970 年から 30 年間にわたって GE 社にてガスタービンエンジンの実験・解析・設計に携わってこられました。現在は、GE Aircraft Engines 社の University Strategic Alliances & the AeroTechnology Laboratories のマネージャーであると共に、米国機械学会の国際ガスタービン協会 (ASME/IGTI) の会長を勤められています。

記

1. 日 時：平成 14 年 5 月 23 日(木)
午前 10:00~12:00
2. 講演者：Dr. David C. Wisler
Manager, University Strategic Alliances & the Aero Technology Laboratories, GE Aircraft Engines
3. 講演題目
“Seven Decades of Progress
- The History of Gas Turbine Aero Engine Development at GE”
4. 会場：航空宇宙技術研究所 本所 業務棟 1 階展示室内 レクチャールーム

5. 企画：(社)日本ガスタービン学会 国際交流委員会

6. 参加要領

- (1) 参加費 無料
- (2) 参加資格 特に有りません。どなたでも参加できます。
- (3) 参加登録 登録は不要ですが、会場準備の都合がございますので、参加予定の方は前日までに下記連絡先にメールか電話で御一報頂けましたら幸いです。

7. 交通案内

航空宇宙技術研究所 本所

東京都調布市深大寺東町 7-44-1

<http://www.nal.go.jp/jpn/info/006.html>

- (1) 吉祥寺駅南口下車 (JR 中央線・京王井の頭線)
バス 3 番乗り場 (武蔵境駅南口行) 三鷹市役所下車、徒歩 5 分
バス 8 番乗り場 (調布駅北口行) 航研前下車
- (2) 三鷹駅南口下車 (JR 中央線)
バス 7 番乗り場 (仙川行・杏林大学病院行) 三鷹市役所下車、徒歩 5 分
- (3) 調布駅北口下車 (京王線)
バス 14 番乗り場 (吉祥寺駅行) 航研前下車

8. 連絡先

(社)日本ガスタービン学会国際交流委員会幹事

榎本俊治 (航空宇宙技術研究所)

mail to: eno@nal.go.jp

Tel: 0422-40-3456

日本ガスタービン学会 30 周年記念写真集発刊のお知らせ

学会設立 30 周年を期に、これまで日本の研究機関やメーカーで製造されたガスタービンおよびターボチャージャーの写真や図面を収集し、また、開発に関わった方々による解説記事を掲載して、1 冊の資料集にまとめます。写真集には散逸の危険性のある古い機種の資料を学会が主体となって保存し、今後の技術発展に資する、という意図も込められています。概要は以下の通りで、5 月 24 日に開催される 30 周年記念式典に合わせて発刊すべく、鋭意編集作業を進めているところです。ガスタービン・ターボチャージャーに関わるすべての方々に、貴重な資料となると思います。各位には是非発刊の主旨にご賛同の上、ご購入頂きますよう、宜しくお願い致します。

体裁：A4 版 白黒 約 150 ページ

内容：1. 総説

2. 日本でこれまでに製造された代表的なガスタービン、ターボチャージャー約 55 機種の写真、図面等の資料および解説
3. 解説「ガスタービン材料技術の進歩」

頒布価格：出版記念特価 一部 7,000 円(送料別途 500 円)
(6 月 24 日までに購入の場合)

(6/24 以降) 一部 8,000 円(送料別途 500 円)

申込方法：氏名、連絡先、必要部数を明記して、FAX または郵送で学会事務局までお申し込み下さい。

学会事務局：〒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

E-mail：gtsj@pluto.dti.ne.jp

「日本のガスタービンの歩み ―日本ガスタービン学会
30 周年記念写真集―」(仮題)

発行：2002 年 5 月 24 日 (予定)

監修：高田浩之

30 周年記念写真集申込書

(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			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	
E-mail			

		単 価	希望部数
30 周年記念写真集	(6/24 まで)	¥7,000 + 送料 ¥500	部
30 周年記念写真集	(6/24 以降)	¥8,000 + 送料 ¥500	部

【事務局への連絡事項】

* 送金方法 (○印をつけて下さい。)

(前払い制になっておりますので、先にご送金下さい)

1. 銀行(みずほ銀行西新宿支店 普通預金 1703707)
2. 郵便振替 (00170-9-179578)
3. 現金書留

送金予定日 月 日

* 請求書の発行について

1. 要 宛名 ()
2. 不要

* 領収書の発行について

1. 要 宛名 ()
2. 不要

学会からの発行刊行物

Bulletin of GTSJ 2002

- 発行 2002 年 4 月
- 頒布価格 1 部 2,000 円 (10 部以上申込の場合は 20% 引き)
- 内容 Gas Turbine Technology in Japan (日本におけるガスタービン技術の最新動向)
 Historical Gas Turbine in Japan (ネロエンジン, 日立製作所 1,000 kW ガスタービン, 丸善石油 2,000 kW ガスタービン, 終戦前の荏原ガスタービンの紹介)
 Abstracts of Recent Technical Papers
 Letters from R&D Groups
 New Models and Products
 Production Statistics
 この他, 賛助会員および関連研究開発機関のリストが掲載されており, 各機関の連絡先や URL が一目でわかります。
 A 4 版, 97 ページ
- 申込方法 氏名, 連絡先, 必要部数を明記して学会事務局までお申し込み下さい。バックナンバーの在庫もあります。2001 年以前の発行分については在庫の有無と価格を事務局までお問い合わせ下さい。
- 学会事務局 〒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 E-mail: gtsj@pluto.dti.ne.jp
 郵便振替 00170-9-179578

お申し込みの場合は, 下記申込書を FAX 又は郵送で事務局へお送り下さい。

Bulletin 申込書

(社)日本ガスタービン学会 行

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

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		E-mail	
FAX			

	単 価	希望部数
Bulletin (2001 年版)	¥2,000	

【事務局への連絡事項】

* 送金方法 (○印をつけて下さい)

(前払い制になっておりますので先にご送金下さい)

- 銀行 (みずほ銀行西新宿支店 普通預金 1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

送金予定日 月 日

* 請求書の発行について

- 要 宛名 ()
- 不要

* 領収書の発行について

- 要 宛名 ()
- 不要

本号では巻頭に4月の総会で選出された柘植新会長にご挨拶をいただいております。

特集記事としては、基盤技術研究促進センターの出資事業として複合材料等先進材料を適用した革新的ガジェネレータの基盤技術研究を目的として、10年間のプログラムを今年3月に終了した、AMGプロジェクトの研究成果紹介といたしました。梶先生にはAMG特集発行についての随筆をご寄稿いただき、大田先生、岡村先生にはAMGの研究に関わる思い出をご寄稿いただきました。特集記事原稿のとりまとめにあたってはAMG社のご協力をいただきました。

喫茶室は広い会員層を意識したサービス、リフレッシュのため2000年5月号から開設され、これまで「ガスタービンを100倍面白くできるか」というテーマ等で高原先生に執筆をお願いしてきました。高原先生ならではの広い視野からのご寄稿に感謝いたします。本号からは装いを改め、ガスタービンの据付・運転にまつわるよもやま話や、産業界から大学に転進されたガスタービン関係の先生方のご感想等を寄稿していただく事とし、本号では三賢様（東電設計）をお願いいたしました。

研究便りは豊田中央研究所におけるターボ過給機の研究開発につき寄稿いただきました。

表紙写真については国家プロジェクトシリーズの一環

としてACT90を掲載いたしました。

執筆者の皆様には、年度末のお忙しい時期に原稿をお引き受けいただきました事を深く感謝いたします。なお、本号の編集は伊東委員（東芝ジーイー・タービンサービス）、真保委員（東京電力）、横井委員（東邦ガス）真家（石川島播磨）が担当しました。

（真家）

〈表紙写真〉

ACT90 (GTCGS 1) ガスタービン

説明：アドバンストコージェネレーションテクノロジー（ACT）の研究開発として昭和62年から行われた、500kWガスタービンコージェネレーションシステム（CGS）のフィールドテスト機を現地設置（中部電力榑知多第二火力発電所）した時の外観を示している。熱電可変型再生サイクルシステムであり、ガスタービンの他、30,000rpm高速発電機、再生器、排熱回収ボイラ、軸直結駆動型ガス圧縮機からなるCGSであり、約一年間の試験が行われた。写真手前に見えているのは、発電パッケージ吸気フィルタ吸込み口及びガス圧縮機補機ユニットである。また、左下の写真は、フィールドテスト終了後のガスタービンロータである。

（提供：三井造船㈱）

だより

♣事務局 ☒ ♣

今年は全国的に暖かく桜もずいぶん早く咲き始めました。例年の事ながら、ゆっくりお花見をというゆとりはありませんでした。が、遅い仕事帰り、ハラハラと肩に降りかかる花びらにふと気づいて、見上げると、街路灯に白く浮かび上がった桜が視界一面に広がって、追いかぶさってくるような感覚にとらわれ、思いがけずお花見の醍醐味を味わいました。

今年も総会の委任状がきちんと集まるか心配でしたが、おかげさまで定足数に達し、4月4日無事総会を終了することが出来ました。

今年は会告にもありますように、5月24日に30周年の記念講演会が開催予定で今準備におおわらわです。スチューデントセッション・オーガナイズドセッションははじめとして、記念式典・特別講演・祝賀パーティなど盛りだくさんです。

是非皆様お誘いあわせの上、ご参加ください。

この記念講演会が終わると5月29日には来年の国際会議の第1回組織委員会が開かれる予定です。

また、7月には教育シンポジウム・見学会などの行事が次々と予定されていますので、会告や学会のホームページ（www.soc.nii.ac.jp/gtsj/）をご覧ください。

また、2月から新年度に入りましたが、会費をお送りいただいていない方は会費自動引き落としの手続きをなさるか、学会あてお送りくださいますようお願いいたします。

また、ご案内をE-mailにてお送りすることもございますので、mailアドレスを登録されていない方は、gtsj@pluto.dti.ne.jpまでお知らせください。

[A]

本号では巻頭に4月の総会で選出された柘植新会長にご挨拶をいただいております。

特集記事としては、基盤技術研究促進センターの出資事業として複合材料等先進材料を適用した革新的ガジェネレータの基盤技術研究を目的として、10年間のプログラムを今年3月に終了した、AMGプロジェクトの研究成果紹介といたしました。梶先生にはAMG特集発行についての随筆をご寄稿いただき、大田先生、岡村先生にはAMGの研究に関わる思い出をご寄稿いただきました。特集記事原稿のとりまとめにあたってはAMG社のご協力をいただきました。

喫茶室は広い会員層を意識したサービス、リフレッシュのため2000年5月号から開設され、これまで「ガスタービンを100倍面白くできるか」というテーマ等で高原先生に執筆をお願いしてきました。高原先生ならではの広い視野からのご寄稿に感謝いたします。本号からは広い視野からのご寄稿に感謝いたします。本号からは広い視野からのご寄稿に感謝いたします。本号からは広い視野からのご寄稿に感謝いたします。

研究便りは豊田中央研究所におけるターボ過給機の研究開発につき寄稿いただきました。

表紙写真については国家プロジェクトシリーズの一環

としてACT90を掲載いたしました。

執筆者の皆様には、年度末のお忙しい時期に原稿をお引き受けいただきました事を深く感謝いたします。なお、本号の編集は伊東委員（東芝ジーイー・タービンサービス）、真保委員（東京電力）、横井委員（東邦ガス）真家（石川島播磨）が担当しました。

（真家）

〈表紙写真〉

ACT90 (GTCGS 1) ガスタービン

説明：アドバンストコージェネレーションテクノロジー（ACT）の研究開発として昭和62年から行われた、500kWガスタービンコージェネレーションシステム（CGS）のフィールドテスト機を現地設置（中部電力榑知多第二火力発電所）した時の外観を示している。熱電可変型再生サイクルシステムであり、ガスタービンの他、30,000rpm高速発電機、再生器、排熱回収ボイラ、軸直結駆動型ガス圧縮機からなるCGSであり、約一年間の試験が行われた。写真手前に見えているのは、発電パッケージ吸気フィルタ吸込み口及びガス圧縮機補機ユニットである。また、左下の写真は、フィールドテスト終了後のガスタービンロータである。

（提供：三井造船㈱）

だより

♣事務局 ☒ ♣

今年は全国的に暖かく桜もずいぶん早く咲き始めました。例年の事ながら、ゆっくりお花見をというゆとりはありませんでした。が、遅い仕事帰り、ハラハラと肩に降りかかる花びらにふと気づいて、見上げると、街路灯に白く浮かび上がった桜が視界一面に広がって、追いかぶさってくるような感覚にとらわれ、思いがけずお花見の醍醐味を味わいました。

今年も総会の委任状がきちんと集まるか心配でしたが、おかげさまで定足数に達し、4月4日無事総会を終了することが出来ました。

今年は会告にもありますように、5月24日に30周年の記念講演会が開催予定で今準備におおわらわです。スチューデントセッション・オーガナイズドセッションはじめて、記念式典・特別講演・祝賀パーティなど盛りだくさんです。

是非皆様お誘いあわせの上、ご参加ください。

この記念講演会が終わると5月29日には来年の国際会議の第1回組織委員会が開かれる予定です。

また、7月には教育シンポジウム・見学会などの行事が次々と予定されていますので、会告や学会のホームページ（www.soc.nii.ac.jp/gtsj/）をご覧ください。

また、2月から新年度に入りましたが、会費をお送りいただいていない方は会費自動引き落としの手続きをなさるか、学会あてお送りくださいますようお願いいたします。

また、ご案内をE-mailにてお送りすることもございますので、mailアドレスを登録されていない方は、gtsj@pluto.dti.ne.jpまでお知らせください。

[A]

学会誌編集規定

1996.2.8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. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。

8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、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する形で全文を他の著作物に利用する場合、文書で本会に許諾を求めなければならない。

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
ニッセイエブロ(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

1997.1.28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、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。

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.30 No.3 2002.5

発行日 2002年5月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 毛利邦彦

発行者 柘植綾夫

〒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 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (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、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