

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

「歴史に見るガスタービンの発達プロセス」特集号によせて

湯浅 三郎*1
YUASA Saburo

ガスタービンの基本サイクルであるブレイトンサイクルがアメリカ人のブレイトンによって考案されたのが1872年である。これは、図1に示すように、圧縮行程と膨張行程を行う二つの連結されたピストン・シリンダと、燃料と空気との混合貯気部、膨張用シリンダ内で定圧燃焼を行うための燃焼部とからなっていた⁽¹⁾。ガスタービンとはずいぶん異なる機構で出力を得ようとしたことがわかる。このサイクルは、ガソリンエンジンのオットーサイクル（1876年）やディーゼルエンジンのディーゼルサイクル（1893年）よりも考案されたのが古いのにも驚きである。しかしやがてガソリンエンジンやディーゼルエンジンに凌駕された。その原因は、ブレイトンエンジンの本質的な問題、すなわち膨張と圧縮とが連結されたピストンによって同時に進行するため正味の仕事を取り出すための複雑な機構を要したこと、定在火炎による定圧燃焼過程が必要となることが挙げられる。これらに対してガソリンやディーゼルエンジンは、予混合気の火炎伝播や高温場の自発着火を利用しているため燃焼させるのが容易で、さらに機構も簡単であり、一つのシリンダ内で圧縮と膨張とが時系列的な過程で進行する。損失が少なければ必然的に膨張仕事が圧縮仕事よりも大きくなるガソリンやディーゼルエンジンが、その後優勢になったのも当然と言える。このブレイトンサイクルが実用的なエンジンとして発展するには新しいアイデアや技術が必要であった。それは圧縮膨張過程に間欠的な往復運動系を用いるのではなく、連続サイクルが実現可能な回転式の圧縮機とタービン、さらに連続燃焼を用いる方法である。1927年に出力500kWのガスタービンが開発される等、1920年代には定置式の動力源として重要な位置に達している^{(2),(3)}。しかしガスタービンが軽量高出力のエンジンであることを本質的に見抜いたのは、やはりイギリスのホイットルとドイツのオハインであろう。ホイットルは、ガスタービン分野の失敗は圧縮機とタービンの低効率と適切な材料の不足に依ると述べ、加えて高負荷な燃焼が必要であることを示唆している⁽³⁾。高負荷燃焼に関しては具体的に燃焼器容積や燃料流量を上げており、試算するとおよそ200 MW/(m³・MPa)となって現在の航空用ガスタービン（ジェットエンジン）に匹

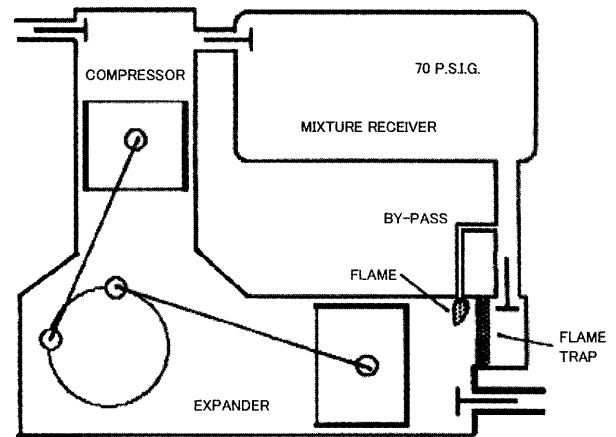


図1 Brayton's Engine (Diagram)

敵する程の大きさである。

歴史的にエンジンの発達過程を振り返って見ると、優れたアイデアを具現化し実用的なレベルまで性能向上を図ろうとした場合、潜在していた本質的な原理や課題が浮かび上がり、再認識させられることもしばしばである。結果的に、それらを解明するための学問や打破すべき技術の要求も明確になる。しかし本質的な特徴の捉え方が不十分であったり、あるいはそのアイデアを取り巻く様々な要因が成熟していない場合には、アイデアが空回りするのも事実である。

このような発展を遂げたガスタービンは、他のエンジンと同様に人間の利便性の追求への手段としての性能が求められた。特に高速で長時間飛行するという要求には、小型・軽量・低燃費で、しかも作動ガスを高速度で排出できるエンジンが必要となる。ターボジェットエンジンは、このような要求からホイットルとオハインによって、1930年代後半から40年代前半にかけて独立に考案・開発されたのは周知のことである。それから70年近くたった現在、ガスタービンはその特長を発揮して、航空機用はもちろん産業用にも欠くことのできないエンジンとして広範囲に用いられている。この間様々な改良が施され、個々の要素の性能は飛躍的に向上してきたが、産業用ガスタービンでは、未だに熱効率や排気ガスのエクセルギーの利用の面では一部他機関に比べて劣性が否めないのも事実である。もちろん高温の排気ガスは、推進力を得るためのジェットエンジンにとっては不可欠なこととは言うまでもない。しかし昨今では、これらの改善・

原稿受付 2008年2月20日

*1 首都大学東京 システムデザイン部
〒191-0065 東京都日野市旭が丘6-6

性能向上に加えて、省エネルギーや環境負荷低減及び地球温暖化に対する、より困難な対応が航空用も含むすべてのガスタービンにも求められている。地球温暖化の主原因とされている二酸化炭素の排出量の大幅な削減要求に対しては、ガスタービン各種要素の高効率化・高性能化が達成されなければならない、そのためには材料やCFD・燃焼・制御など様々な個別技術の広範でさらなる進展が不可欠である。あるいはガスタービンの特長である、多様な燃料に対する融通性を生かした取り組みや、排気ガスのエクセルギーの高効率有効利用の観点からは燃料電池など各種他機関との、より進んだ複合システムの構築とそれらの性能向上がさらに求められるであろう。

ガスタービン関連の技術や工学が成熟しつつある現在、ガスタービンが直面する様々な難題を解決するには、ホイットルやオハインの例に見るように、多面的な視点から本質の問題点を抽出・解明し、それらへの対応技術を開発しなければならない。どのようなアイデアや社会的・学術的要因、過程を経てそれらの学問や技術が発達し確立されてきたのかを歴史的に詳細に振り返ることは、技術伝承の観点のみならず、今後の新しい技術発展のきっかけ、あるいは開発目標の明確化にもつながると思われる。

このような意図の基に、3月号と5月号の2回にわ

たって、「歴史に見るガスタービンの発達プロセス」の特集解説が組まれている。主たる内容は、3月号ではガスタービン全体と主要構成要素の仕様や形状などの変遷、それに関わる基礎的技術・コンセプトの発達プロセス、5月号では、パイオニア達の取り組み、各国・各企業のガスタービン開発プロセス、等である。執筆者は、ガスタービンの個別要素それぞれの分野で、これまでに指導的な役割を担ってこられた方々である。また各国・各企業の開発過程についても、各国の情勢に精通されている方々や各企業で実際に開発に当たられた方々が担当されている。欧米諸国に比べて、ガスタービンやジェットエンジンの多くの実物を展示し解説した博物館の少ない日本では、この特集号は、若い技術者や学生諸君に対するガスタービン教育・技術伝承の面でも有意義かつ参考になる企画である。また学会誌読者諸氏のガスタービンに対する興味が倍増すれば幸いである。

- (1) <http://i38.photobucket.com/albums/e136/fattywagonman/braytonenginediagram.jpg>
- (2) William, W. B., Fundamentals of Gas Turbines, (1984), pp.3-10, John Wiley & Sons.
- (3) Gunston, B., The development of Jet and Turbine Aero Engines, (1995), pp.117-131, Patrick Stephens Limited.

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

ガスタービンの発明と技術変遷—航空用エンジンを主テーマにして

長島 利夫*1
NAGASHIMA Toshio

Key words : GAS TURBINES, HISTORY, TURBINE ENGINES, JET PROPULSION

1. はじめに

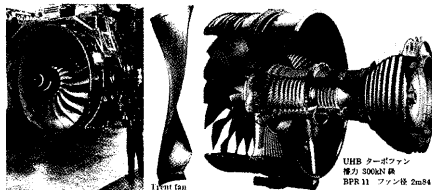
インターネットの普及により、ガスタービンに関する情報取得も大きな環境の変化を受けている今日この頃である。例えば、GE社航空エンジン事業部門 (GE Aircraft Engines) のエンジン教育欄Webサイト <http://www.geae.com/education/engines101/index.html> を覗くと、そこにはINNOVATIONSという項目があって、1900年初頭のターボパワー夜明けから、2010年先の地平線までを学習する楽しさが味わえる。映像も含まれており、教材的には、いくら筆者が努力しても及ぶまでもなく、まさに一巻の終わりである。そんな中で、一体、何を紙面で伝えれば良いのか、そこが出発点の課題といえる。

1.1 Webギャラリー

まずは、技術の粋を集めたガスタービンのギャラリーを散策し鑑賞してみることにする。航空用エンジンが主

■ Trent 1000 (Rolls-Royce PLC)

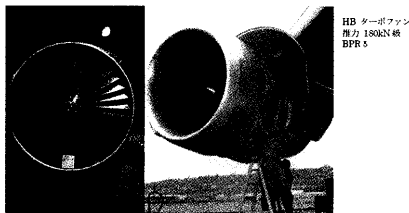
http://www.rolls-royce.com/civil_aerospace/products/airlines/trent1000/default.jsp



■ RB211 (Rolls-Royce)

http://www.rolls-royce.com/civil_aerospace/products/airlines/rb211535/default.jsp

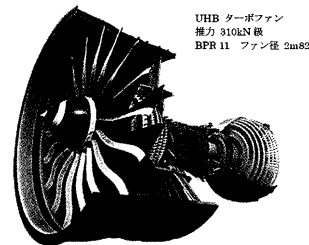
<http://www.derby.gov.uk/LeisureCulture/MuseumsGalleries/AtWorktreasureRB211.htm>



となることをお許し願いたい。なお、各エンジン作品の説明は5月号の本特集記事に追記が予定されている。

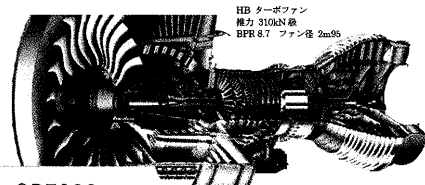
■ GEnx (GEAE)

<http://www.geae.com/education/theatre/genx/>



■ GP 7000 (GE-P&W Engine Alliance)

<http://www.geae.com/engines/commercial/gp7000/index.html>



GP7000

■ GE90 (GEAE)

<http://www.geae.com/ourcommitment/innovation/ge90fanblade.html>



■ PW4000 (P&W)

<http://www.pw.utc.com/vgn-ext-templating/v/index.jsp?vgnextrefresh=1&vgnextoid=b7386228367db010VgnVCM1000000881000aRCRD>

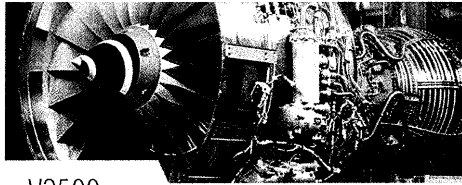


PW4000

原稿受付 2008年3月3日

*1 東京大学 新領域創成科学研究科
〒277-8561 千葉県柏市柏の葉5-1-5
東大 柏キャンパス 基盤棟3A0

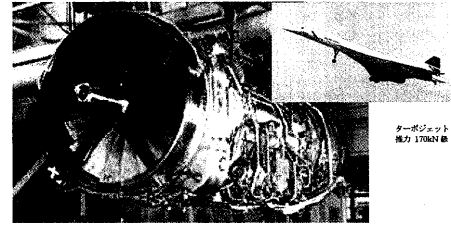
- V2500 (International Aero Engines)
<http://www.v2500.com/>



V2500

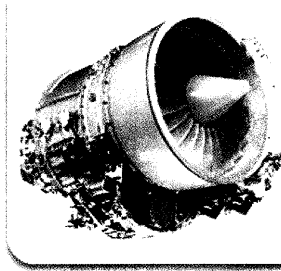
ターボファン
 推力 100kN級
 BPR 11 ファン径 1m61

- Olympus 593 (Rolls-Royce/SNECMA)
<http://www.concordesst.com/powerplant.html>



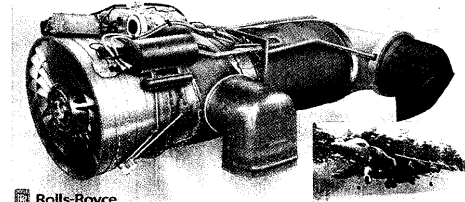
ターボジェット
 推力 170kN級

- PW300 (Pratt&Whitney Canada)
http://www.pwc.ca/en/3_0/3_0_1/3_0_1_4_1.asp



ターボファン
 推力 30kN級
 BPR 4.6 ファン径 80cm

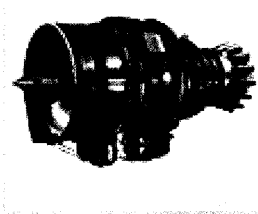
- Pegasus (Rolls-Royce)
http://www.rolls-royce.com/defence_aerospace/downloads/posters/pegasus.htm



Rolls-Royce

ターボファン
 推力 110kN級
 BPR 1.2

- TFE731 (Garrett, Honeywell, AlliedSignal)
http://www.honeywell.com/sites/aero/Turbofans3_C67D99379-5387-BE15-B14A-CEC340B87662_HBAD5694B-4CA1-AFC7-FFF9-80390091EFE5.htm



ターボファン
 推力 20kN級
 BPR 3

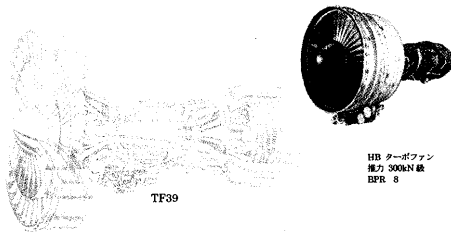
- F100 (P&W)
<http://www.pw.utc.com/vgn-ext-templating/v/index.jsp?vgnextrefresh=1&vgnextoid=227f07b06f5eb010VgnVCM100000881000aRCRD>



F100

ターボファン
 推力 110kN級
 BPR 0.36

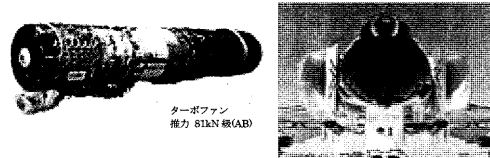
- CF6 (GE) / TF39 (GE)
<http://www.geae.com/engines/commercial/cf6/index.html>



TF39

HBターボファン
 推力 300kN級
 BPR 6

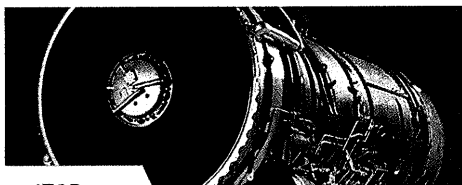
- J79 (GE)
<http://www.geae.com/engines/military/j79/index.html>



ターボファン
 推力 81kN級(AB)

Navy Elite

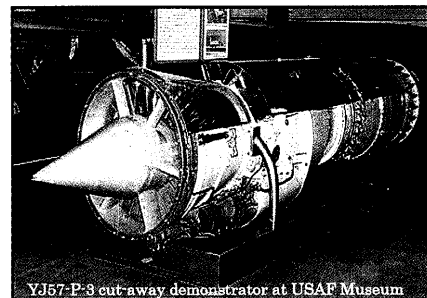
- JT8D (P&W)
<http://www.pratt-whitney.com/vgn-ext-templating/v/index.jsp?vgnextrefresh=1&vgnextoid=cfd3b839652db010VgnVCM100000881000aRCRD>



JT8D

ターボファン
 推力 90kN級
 BPR 2 ファン径 1m26

- JT3 / J57 (P&W)
<http://en.wikipedia.org/wiki/J57>



YJ57-P-3 cut-away demonstrator at USAF Museum

ターボジェット
 推力 90kN級

1.2 クリスマス・キャロルの三精霊

航空用ガスタービンの革命期は、文句なしに、Whittleとvon Ohainの活動期すなわち第二次世界大戦あたりといえるが、一方、産業用ガスタービンという視点から歴史を展望して、最も面白い時期はいつであったかと尋ねられたら、筆者はDickensの小説の以後、第二次産業革命（工業化）の時代ではないかと思う。EdisonやTeslaといった発明家たちが電気という人類にとってかけがえないエネルギー利用の道を開拓した時代である。蒸気タービンやガスタービンなどが、単に動力源としてではなく、発電機やモーターと組み合わせられて工夫される下地が整った時代である。動力、電力そして熱という具合に、エネルギーないしパワー変換およびそれらの有効的な結合すなわちコジェネの概念が実際のターボ機器として技術的具象化したルーツをこの時代に見ることができる。まさに、ガスタービンも産業の中に取り込まれ実質化していったわけである。クリスマスキャロル作中にガスタービンは残念ながら出てこないが、Scroogeの気分です過去・現在・未来を眺めてみよう。（図1）

1.2.1 過去：

タービンの発明—蒸気からガスまで

古代アレクサンドリアHeronの蒸気機関には、すでに、ジェット反力による回転運動というターボ式概念はあり、また、特許としてBarber (1791) のガスタービンが記録されている。しかし、ASMEによりTechnical Landmark（世界技術遺産とでも訳す）に指定されたのは、スイスNeuchatel発電所のガスタービンで、世界初の本格的な産業用ガスタービンセット（図2）とされる。Brown Boveri & Cie (BBC) の製造による本

セットは、出力4MW、熱効率17.4%で、圧力比4.4、回転数3000rpm、タービンにおける入口温度550℃、流量62.2kg/s、出力15,400kW（流入空気温度20℃条件）であった。1939年、納入時の試験にはStodolaが立会ったという。

本セットは、現在のガスタービンと同じく、定圧ないし（連続）燃焼つまりCombustion型だが、当時の技術レベル（タービン入口温度550℃レベル、圧縮機翼列の空力設計も指針なし）では、タービン発生仕事のほとんどが効率の悪い空気の圧縮仕事に費やされ、流量を稼げず、出力がでなかった。そのため、現在使われないHolzwarth (1905) による定積ないし（間欠）爆発つまりExplosion型に活路を見出すべく、BBCは1930年頃まで開発努力を続けており、その経験がVeloxボイラーやその過給用圧縮機と駆動タービンの多段化技術につながり、1932年までには、10~12段の圧縮機や4~5段のタービン設計を解決していた。ちなみに、Neuchatelのガスタービンは、単軸7段の反動軸流タービン、単筒



(http://www.asme.org/Communities/History/Landmarks/Neuchatel_Gas_Turbine_1939.cfm)

図2 Neuchatel (1939) 世界初の産業用ガスタービンセット

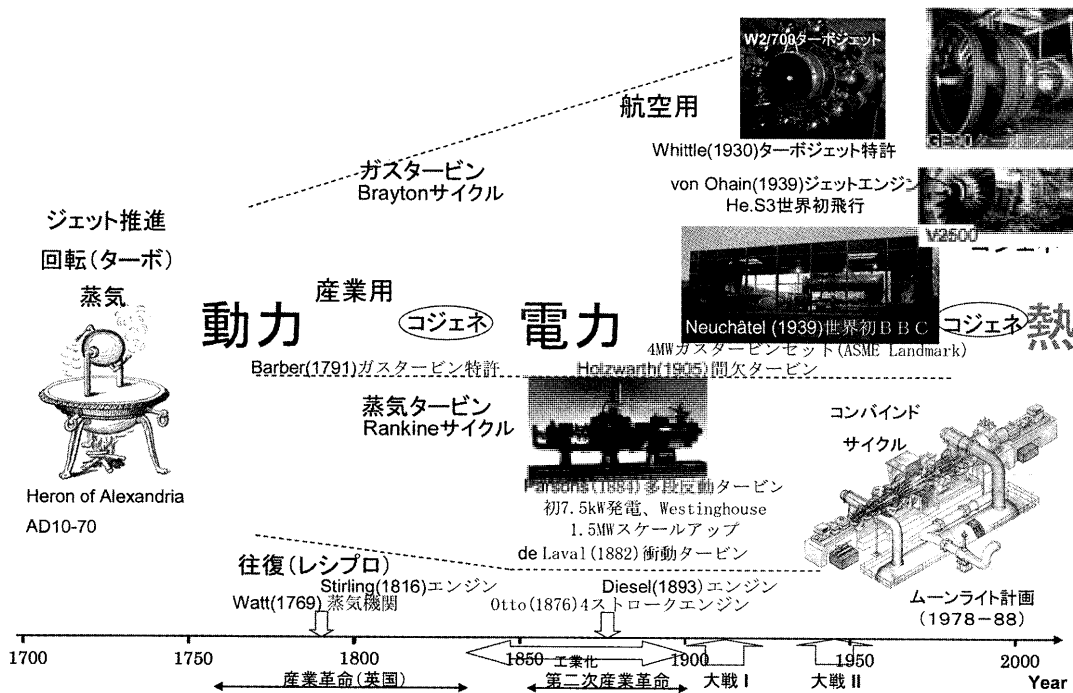


図1 ガスタービン発明と技術変遷

燃焼器、単軸23段の軸流圧縮機および同軸同期式発電機から構成され、タービンと圧縮機の効率、それぞれ、88%と85%であった。

さて、水が要らず軽くコンパクトなガスタービンは動力源として魅力的だったにもかかわらず、ボイラーや復水器など重厚長大な設備の往復式蒸気機関にすぐにとって替わる状況は生じなかった。その理由は、蒸気タービンの存在と進歩があったからである。

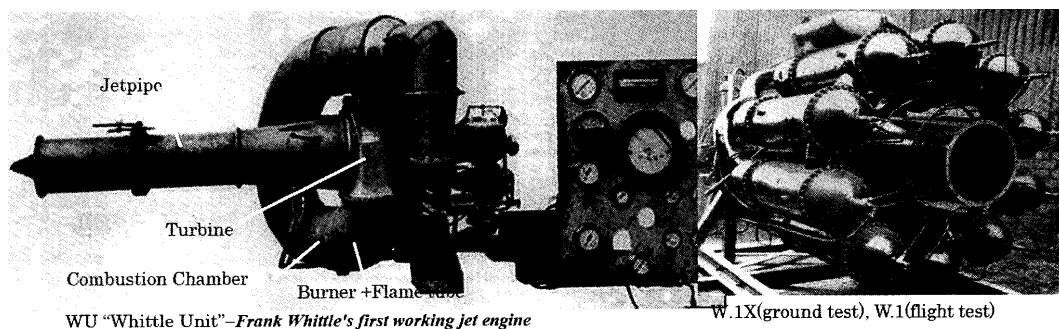
蒸気タービンは、Parsons (1884) が多段反動式タービンを開発し発電に実用化したのを契機に、米国をはじめ世界各所で基盤電力供給 (交流方式) の柱となった。大出力化を目指す動向が、膨張比の大きくとれる蒸気タービンに有利に作用する一方で、ガスタービンは部分負荷での性能低下が大きいと、コンパクトな特長を活かせる自動車や船や機関車など別の産業用途まで普及の道を探るにも困難だった。そうした状況は、超合金の開発や冷却技術の改良で、ガスタービン入口温度の大幅上昇が可能になっても変わらず、ようやく1970年代のオイルショック危機から、両者のコンバインドサイクルによるパワープラントという形で共に技術進化することになった。

Whittleとvon Ohainの発明—ジェット推進

ガスタービンに潜在する高いパワー密度に着眼し、これを航空機に適用する研究開発も行われたが、ジェット推進に結びつける英知をもった人物はWhittleとvon Ohainの二人だけであった。両パイオニアのエンジン開発に関しては、Meher-Homjiによる文献1-2に詳述されている。Whittleのターボジェットエンジン特許は1930年、WUと名称されるエンジンの初運転が1937年、燃焼器などに改良を加えたW.1.Gloster E28/29実験機による初飛行が1941年であった。一方、von Ohainによる水素燃料のエンジンHeS1の初運転は1937年、液体燃料に改良されたHeS3Bエンジンを搭載したHe 178機の初飛行は1939年である。

Whittleは、1930年にジェットエンジンの初特許を取得した後の1934年から1936年まで、ケムブリッジ大学ピーターハウスカレッジで機械科学の研鑽を積み主席で卒業しつつ、その間ずっと、自分の発明事業を夢見た

が、政府支援は得られなかった。空気力学理論で著名なGriffithは、すでに1920年代後半にRAE研究所でターボ機械の羽根ブレードを翼ないし翼型として取り扱い、4インチ径の小さな単段軸流圧縮機を研究していたが、Whittleの革新的な概念に批判的な意見を当時政府委員会で陳述した背景もあった。Whittleは、1935年にターボジェット実験用WUエンジンの特許を取得、ついに1936年には自力で少ない資金をかき集めてPower Jets社を立ち上げ、British Thomson-Houston (BTH) Rugbyの町工場と契約して、両側吸込み式遠心圧縮機を使うWUの設計製作を始めた。単段軸流タービンディスクは水冷、両側吸込みインペラー翼30枚ずつは高張力アルミ鍛造合金から削り出し、圧力比4.4、流量11.8kg/sの仕様は、当時技術レベルに対して、流量3倍、重量1/10、ちなみに燃焼負荷は24倍とあって、ようやくエンジンバラに燃焼器を請け負ってくれる業者を見つけ、図3左の蝸牛形状の大きなものに仕上がったという。1937年に初運転にこぎつけ、回転暴走やジェットパイプ中の赤熱パッチなど、燃焼器底部に残存する燃料に起因する異常、さらには圧縮機やタービンの性能不足やインペラーの接触による停止などの困難を克服しながら改良を重ねて、1938年に再製作した第2号エンジンでは、自由渦形式の設計によるタービンが84%の効率を出して、運転記録を4時間まで更新した。最大の課題であった燃焼系は、第3号エンジンから、図3右の逆流型の筒状燃焼器を10ヶ並べる多筒配列に変更し、予蒸発噴射から、単筒での試験をもとに、1940年までにはケロシン高圧噴霧器燃焼筒へと移行した。Power Jets社は、1939年に初飛行試験用W.1 (WU3号同等、1200lb目標推力) エンジンの契約を政府から取り付け、1941年のGloster E28/39機搭載による初飛行に成功した。勃発したドイツとの戦争に始まる第2次大戦は軍用としてWhittleエンジンの多数需要を促し、その後改良されたW.2エンジンの生産は、政府の命により、Rover社に委ねられることになり、Power Jets社には研究開発の役割のみが与えられた。この仕組みは上手く働かず、Rover社による逆流型から直流型への燃焼器設計変更などの技術的な確執もあり、1942年末までには、RR社がW.2Bエンジンの生産を受け持つこと



<http://tanks45.tripod.com/Jets45/ListOfEngines/EnginesUK.htm>

図3 Whittle特許 (1937) による初実験エンジンおよびGloster機搭載 (1941) の飛行用エンジン

になり、Wellandジェットエンジン（1600lb推力、850lb重量）としてGloster Meteor機に搭載され、1944年にドイツV-1に対抗参戦したことは知られておりである。Power Jets社は、1943年にW.2/700エンジン開発で、圧縮機の効率80%・圧力比4を達成してWhittleの念願を果たした後、1944年に国営化された。Whittleによる基本的なエンジン設計の概念は、初期RR社エンジンのDerwent（1943、直流型燃焼器）やNene（1944）に色濃く反映されている。

一方、von Ohainのジェット推進エンジンの開発は、Whittleに比べれば、極めて順調だった。ゲッチンゲンで物理分野の学位生だったvon Ohainは、1933年、ピストン駆動のプロペラの振動と騒音に興味を抱き、これを定常滑らかで軽くパワーの出る高速飛行向きの特別なガスタービンエンジンに替える考案に行き着き、1935年に特許とした。図4に見るように、ラジアルの圧縮機とタービンが背中合わせの配置で、その中間に燃焼器を挟み、排気に推力ノズルが付くシンプルな構造にまとめた。圧縮機とタービンの翼は共に直線形状で、外径がほぼ同一となり（周速500ft/s）、うまい取り合わせとなった。知り合いの自動車修理工Hahnと低速モデルをつくりモーター駆動で試験した後、指導教授の紹介状により実力者Heinkelに面接、1936年には、その支援を得ることに成功、課題とされた燃焼器に対して、先ず、水素ガスを採用して確実なエンジン実証の第一歩とする決断を下し、その運転に成功した。広い条件で燃焼を期待できる水素を、周方向に配列した60余りの中空ペーン鈍頭後縁に細工した多数細孔を通し後流中に噴射することで保炎を確実にして、また、確実な回転を見込めるラジアル回転系を採用したことで、開発リスクは最小限となった。1937年に、最初のジェット機He-178の設計がはじまり、搭載エンジン推力1100lbが定まるころ、図4右のように燃焼器を前方の空きスペースに配置して回転軸を短く重量を小さくする改良設計を採用、圧縮機ディフューザ出口で流れを燃焼器とタービンに分流させて、後者を希釈と冷却に使うなどの工夫を重ね、1938年にはガソリン燃料で良好な作動をする環状燃焼器の開発が完了した。こうして、He-178機と搭載He.S3エンジンが揃い、1939年に初めてのジェット推進による飛行が成功した。von Ohainは、自身の成功の秘訣として、Heinkel会社の中だけでエンジンに専念できた利点をあげている。

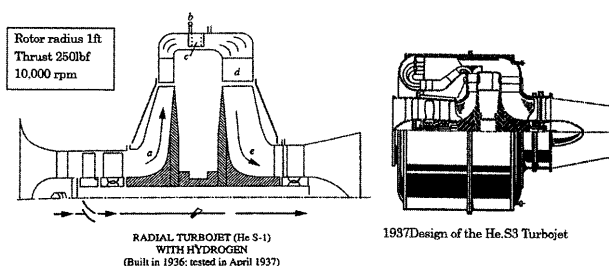


図4 von Ohainによるターボジェットエンジン設計

その後、ジェットエンジンの量産を手がけるメーカーは、JunkersとBMWの2社に絞られてゆき、Me-262機搭載のターボジェットエンジンはJunkers社Dessauエンジン部門のFranzによって設計されたJumo 004Bとなった。このエンジンは、単軸の8段軸流圧縮機+単段タービン+制御ジェットノズルという極めてシンプルな構造で、欠乏するNi材料を使わずシートメタル製の中空空冷タービン翼を用いて、タービン入口温度1427°F（775°C）、タービン効率79.5%、圧縮機効率78%、燃焼器効率95%を達成し、重量1650lb、推力2000lb、空気流量46.6lb/s、圧力比3.14、燃費1.4lb/hr/lbfを記録した。von Ohainは、このエンジンを評して、エンジン性能と当時の材料不足・短期開発・早期生産という設計制約との稀に見る妥協だったと絶賛している。余談ながら、もう一方のBMW社109-003エンジン（Jumo 004より前面面積小さく軽量）の全体図が、第2次大戦末期、日本に持ち込まれて、橘花に搭載の初国産ジェットエンジン・ネ-20の開発につながったことはご存知と思う。

USにおける発展

英国でのジェットエンジン開発が思うように進まない中、Whittleによるエンジンが米国に持ち込まれたのは1941年で、B-24機によって空輸されたW.1Xの量産をGE社が担当することになった。第二次大戦にあたり、すでにピストンエンジンのターボ過給器に技術実績のあるGE社は、W.1Xを入手して丁度1年後には、Bell P-59機に搭載される2台のエンジンを納入し初飛行を成功させた。このI-Aと呼ばれたエンジンは推力1250lbだったが、1944年までには、Whittleエンジン特徴の逆流型燃焼器を順流型に変更するなどのI-40（推力4000lb級に増強）まで改良されてJ33エンジンと名付けられた後、Allison社が生産を任されることになった。GE社は、また、ターボプロップの開発要請を受け、蒸気タービンに係った経験から、軸流ターボジェットJ35エンジンを開発したが、同じ推力の遠心型J33と比較してスリム化できたものの、複雑高価で製造は困難であった。その頃の米国では、軍用機エンジンを目標として、秘密裏にターボジェット開発プロジェクトが、WestinghouseやP&Wなどの各社で進められたが、性能向上を目指し徐々に圧力比が増加してゆき、それに伴って非設計点における単軸構造の圧縮機作動に困難が目立つようになった。

von Ohainが解説（文献3）しているように、この困難に対し、1940年代終わりから50年代初めまでに、3種類の解決策が見出された。すなわち、P&W社J57エンジンで取り入れた2軸（あるいは3軸）構成にする方法、GE社J79エンジンに見るような可変静翼による制御方法、そして可変前段抽気の方法である。その結果、高圧力比のターボジェット開発を通じて軸流圧縮機の設計手法は、それまでの産業用エンジンで培った知識を遥かに超えて、段あたりの圧力比と効率それに流量増大をもた

らす進歩につながった。1950年代に、NACA Lewis RC やAir Force Propulsion Labにおける超音速や遷音速圧縮機に関する研究を通じて、その成果を圧縮機前段に適用する技術が開発され、ポルトロピック効率は80%から92%、段あたり圧力比は1.15から1.4そして流量は50%以上も改善して、航空エンジンに必須のコンパクトかつ大きな推重比という要求に応えたわけである。エンジンサイクル的には、当然、より高いタービン入口温度が必要で、効率良い燃焼とタービン動翼冷却方法そして耐熱材料という開発研究を総合した成果であった。

ターボジェットの特長である高い比速度すなわち排気速度は、高速で機動力ある軍用機に活かされる特性であり、時代背景からも、先ずは軍用エンジンとして開発した技術を民間用エンジンに応用してゆく技術アプローチによって、開発研究の成果が産業レベルに定着していったわけである。

1.2.2 現在：

航空輸送の値打ちは、1)限られた燃料を費やして、2)如何に迅速かつ安全に、3)多くの人と物資を、4)遠距離まで運べるかに尽きる。勿論、事業としては、燃料だけがコストを決めるわけでないし、最近の地球環境に対する影響まで含めると単純でないが、その評価は次式中のBRF (Breguetファクター) によって簡潔に表される。

$$\text{消費燃料} = (\text{構造重量} + \text{パイロード} + \text{予備燃料}) \left(e^{\frac{\text{航続距離}}{\text{BRF}}} - 1 \right)$$

ここで、 g ：重力加速度として、

$$\text{BRF} = \frac{V \cdot (L/D)}{\text{SFC} \cdot g} = \eta_{th} \eta_{prop} \frac{\text{LHV}}{g} \cdot (L/D)$$

すなわち、目的地までの消費燃料を減らす、言い換えると、燃料の量を決めて航続距離を増やすためには、エンジン熱効率 η_{th} と推進効率 η_{prop} を向上して、発熱量LHVの大きな燃料を使用し、かつ高い空力性能(揚抗比L/D)の機体形状(搭載エンジンの影響も含めて)にすることが大事である。ジェットエンジンの場合、熱効率は熱サイクル(圧力比、タービン入口温度)や要素効率(圧縮機、タービン、燃焼器、インテーク、ノズルなど)に依存し、一方、推進効率は機速と排気ジェット速度の比が1に近いほど高い。勿論、機速とジェット速度が等しいと推力が生まれないので、流量を出来るだけ増やして全体の運動量変化を一定に保つわけである。従って、ガスタービン出力のほとんどを、排気ジェット推力に替えて、高速プロペラないし多翼ファンを通過する大流量(タービンコアを通過する空気流量で除した値をバイパス比と呼ぶ)の推力に変換する方が消費燃料を抑えることにつながる。

図5は、こうしてジェットエンジンの形態が、ターボジェットから次第にバイパス比の高いターボファンに移行進歩していった傾向を示す。さらに、ジェット機特有の轟音は社会問題となるが、その発生メカニズムから、排気ジェット速度を下げると指数則で騒音を減衰させることができる点もターボファン移行の技術背景になったことも指摘しておく。

ファンは、通常、ダクト内部に収納されて破壊や騒音に対策されるが、高バイパス比の大きなファン(Ultra-HighBypassはその極限的な形態を意味)に対しては、ナセル重量や空気抵抗の点から不利となるため、プロペラのようなオープンロータを採用のATP (Advanced

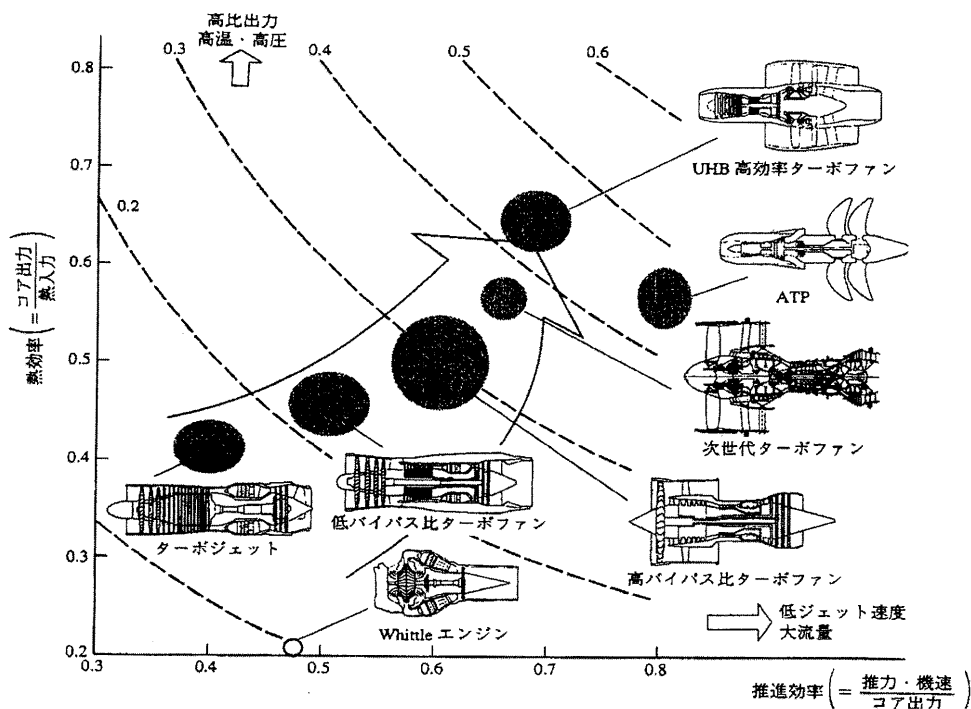


図5 航空用エンジン(亜音速) 効率の推移 (文献4.)

Turbo-Prop) ないしUDF (Un-Ducted Fan) と呼ばれる形態が開発されている。

高バイパスという定義は曖昧だが、Lockheed C-5 Galaxy機のためGE社が開発したTF39が世界初の高バイパスターボファンとされ、そのバイパス比は8であった。ちなみに、ギャラリーで観たエンジンからバイパス比の値を拾えば、V2500-A5 (147kN) は4.5、GE 90-94B (417kN) は9である。また、GENxやTrent 1000 (共に300kN級) は11程度となり、これらは超高バイパスターボファンと呼ばれる。

現在、亜音速機用エンジンにとって最大の技術的な関心事は、燃費と環境負荷であり、特に、地球温暖化を防止するためのCO₂削減への努力が問われており、更なる高バイパス化 (低ジェット速度、低騒音) は、より高いタービン入口温度 (耐熱材、遮熱・冷却方法、低NO_x 燃焼方法) や軽量化 (構造、複合材、吸音) と並び、極めて有効な手段とされる。

1.2.3 未来：

超高バイパス比を越えるATP / UDFエンジン

大きなファン翼を外にむき出しで回転させる試みは、すでに触れたようなエンジンナセルの重量と空気抵抗を減らす意味ばかりでなく、低い機速の場合ファンに勝る推進力を発揮するプロペラの空力性能を新たに見直す動きでもあった。(飛行マッハ数0.7程度までなら、バイパス比25以上のターボファンに匹敵するという) Hamilton Standard社の発案で、1974年にNASA AmesとLewis両研究所がマッハ数0.8、高度35,000ftを目標に、8枚翼の高負荷プロップファンSR-3 (翼端後退角45°、厚み比2%の超薄翼) の開発に着手した。GE社は、その後、ファンを後方に配置するアフファンに替えてプロップファンとする新概念をまとめて、2列のプロップファンを反転させ、しかもそれぞれを6段タービンの外周でギア無し駆動させる斬新なUDF (バイパス比換算34) を開発し、1988年に実証デモを行った。(図6左) 一方、P&WとAllison両社は、6枚翼の2列を13,000hpギアボックスを介して反転させる方式を開発し、1989年に飛行実証デモ (図6右) に成功している。最近のオイル価格の急騰の折、再び脚光を浴びつつある技術といえよう。

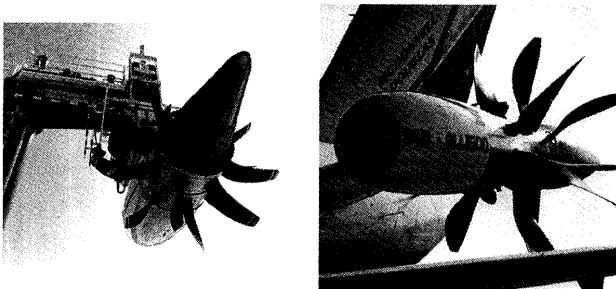


図6 GE36 demonstrator および "578-DX" open-rotor engine

静粛航空機と推進システム

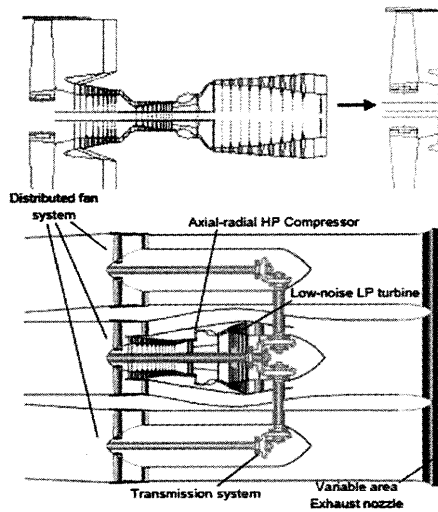
世界で一番騒音規制の厳しいといわれるロンドン Heathrow空港から一日24時間離着陸できる航空機はどんな形状になるのでしょうか？うるさいものを静かにするのでなくて、静かなために発想する逆設計の試みが英米の大学とエアラインまで巻き込んだ連携で進められている。小さいエンジンをデルタ翼上面の後縁あたりに分散配置させるもので、ジェット騒音を翼面で遮蔽して地上への影響を抑え、後縁での推力偏向による短距離離陸も狙えそうである。推進系は1基のターボファンで両隣り2つのファンをギア駆動する案 (図7) が有力検討されている。騒音だけでなく、当然、燃費と排気公害も対策されねばならない。このように、エンジンを機体にぶら下げる発想を離れて、両者を統合体化してシステム解決を図ることが求められている。

超音速飛行

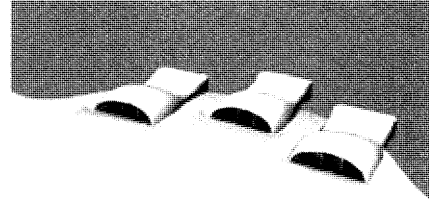
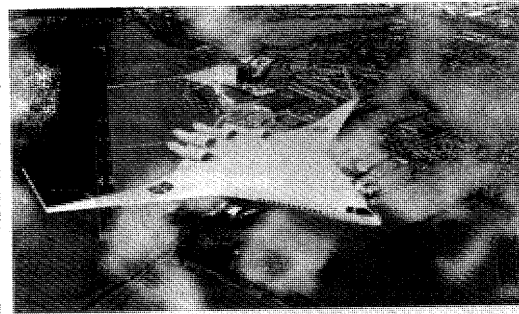
十年余の開発を経て1976年から定期に入ったコンコルド機の運行が2003年に廃止され、我々は、以来、軍用機以外に音の壁を越えて飛ぶことができない。Kennedy大統領に始まる米国での超音速機SST計画は環境問題から1971年米議会でB2707機の開発研究が中止され、その後、環境への影響配慮を力点としながら、1990年代にHigh-Speed Civil Transportプログラムも行われたが、現在、SST開発は進んでいない。Whittleやvon Ohainは、ピストンに代わるジェットエンジンのもたらすスピードに魅せられ、超音速飛行まで夢見たはずである。情報革命により、地球に住む我々のコミュニケーション網は飛躍的に広がったが、水平ならびに上空への空間的な距離を克服するスピード技術は未熟であり、その挑戦を続ける意義は大きく、ましてや、日本のように周囲の大洋を越えて長時間の旅行をする不便さを解消したいものである。SSTでは再びターボジェットが推進形態に向くようになり、熱サイクル的にターボファンのバイパス比は1あたりが最適とされる。ソニックブームおよび排気中NO_xによる巡航高度でのオゾン層破壊、そして亜音速飛行に比べ燃費が悪く温暖化に影響するCO₂排出増加といった環境適合性が難題である。さらに、航空機の場合、離着陸を含め亜音速域の加減速があり、その過程では高バイパス比の方が燃費ならびに騒音の点から有利となるため、結局、離陸-上昇-巡航-下降-着陸という一連の飛行サイクル (LTO) 運行を通して最適設計せねばならない。これまでの開発研究によると、ターボファン形態ながらバイパス比をある程度の範囲内で調節できる可変サイクルエンジンと呼ばれる推進システムが有望とされ、3つほどのエンジン形態、すなわちVariable Stream Control, Double Bypass (Duct Burning) そしてMiddle Tandem Fanが提案されてきた。

日本のSST研究は、本格的な開発こそ未着手ながら、機体ならびに推進システムの調査研究が国プロを目指し

NEW EVOLUTIONS



a) Layout of the engine



b) Packaging of the 3-engines with the airframe

図7 静粛航空機推進システム（分散配置ファン）

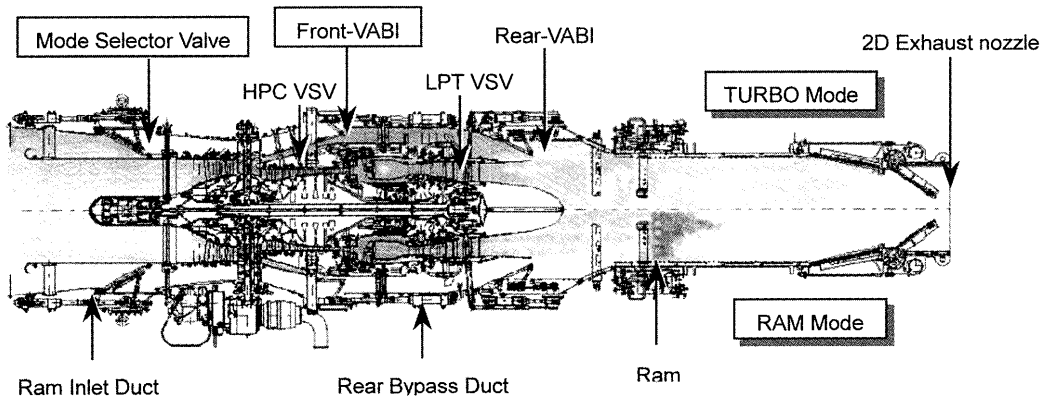
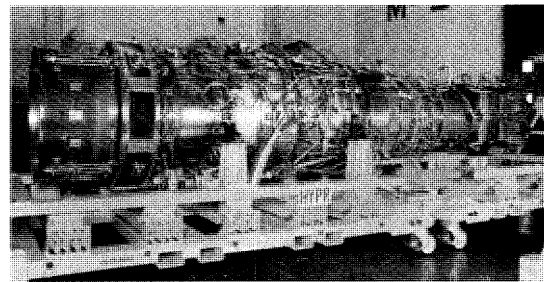


図8 HYPR コンバインドサイクル・エンジン（超音速輸送機用推進システム技術研究組合）

て組合組織をとり進捗しており、日仏共同研究の協定も結び、環境課題を中心に据えて活動を続けている。例えば、SST機として、コンコルド機（マッハ数2.0、航続距離3,350マイル、乗客100人）を超える6,000マイル250人を開発対象とするが、飛行マッハ数は1.6としている。重量のある大型機はソニックブームなどに不利であり、超音速ビジネスジェット（Super-Sonic Business Jet）に市場性もあるようなので、今後、仕様の見直しを含めて検討しながら、推進エンジン開発へと先導を期待したい。

宇宙往還システム—ガスタービンの役割

日本は、SSTを超えて、マッハ数3から5までの極超音速（HST）飛行に向けた推進システムを、国プロ（1989-1998）HYPRとして先駆的に国際共同の枠組みの中で開発研究してきた。飛行マッハ数3を越える巡航となるとガスタービンの出番はなく、ラムジェットが性能を発揮するようになるが、技術開発のポイントは、ターボとラムという両方のジェット推進の熱サイクル作動を一つのコンバインド（複合）サイクルエンジンシステムCCEで実現するところにあった。ターボエンジン要素

技術の面として、タービン入口温度1700℃のほか、高性能ファン、高負荷・高効率多段圧縮機、高温・低公害燃焼器、高温・高圧タービン、及び可変構造・低圧タービンの開発試験を通じ、成果としてターボエンジンの高性能化に充分な指標を築いた。(図8) さらに、CCEという総合技術面において、インテーク、ノズル等のインテグレーション技術、低騒音化技術等のトータルシステムのデモンストラータを試作し、GE社の高空試験装置において、特に機速マッハ数2.5から3の間に、ターボからラムにエンジン運転モードが移行する際の性能・機能評価に成功した。

そうした熱サイクルの複合化技術の習得は、宇宙往還システムの開発にも共通する意義をもつと考えられる。米国スペースシャトルを代表として、現在、宇宙往還は2段ロケットエンジンに依るが、これを変更し、適切な高度においてCCE搭載の親機から最終的にロケットエンジン搭載の子機ペイロードを切り離す2段階軌道到達TSTOとする可能性が追求できよう。勿論、HST巡航と軌道加速のミッションは特質を異にするので、同一に論じるべきでなからう。しかし、欧米と異なり、軍事技術を民間用に転換することなしに、目標技術の実現段階(TRL)を意識しながら確実に技術戦略を立てるべき日本にとって、選択して良い世界貢献への独自の道筋のようにも思えるのである。人類にとってスペースプレーンという自由な宇宙へのアクセスの輸送革命のルートは未だぼっかりと空いている。(図9)

1.3 創る心と纏め上げる持続力

航空エンジンには、搭載されるべき対象の航空機が当然存在する。しかし、新しい機体の概念が示された後から設計製造するわけにいかず、むしろ機体に比べ開発期間を要するぶんだけ先行して事業を興さねばならない。このギャップないしリスクを埋めるのは、精確な航空機需要の見通しとエンジン要求仕様に対し柔軟に対応できる技術と生産能力の蓄積であろう。日本における民間エンジンの開発動向としては、JAXA (IHNAL)による飛鳥STOL機のかなめとなるUSBジェット推進のプロジェクトから、初の国産ターボファンFJR710が設計製造されて、それを種にV2500国際共同開発につながり、エアバス社A320機への搭載が実現した。そうした成功の連鎖こそ魅力であり、持続力であろう。航空用ガスタービンの製品完成度は高く、また市場は最初から地球大なので情報公開つまり品質信頼性の公的証明が必須であり、発想の質的独創と経験の量的蓄積が、結局のところ、世界と競争・協調してゆく際に成功の鍵を握るわけである。現在、航空用ガスタービンの開発では、欧米OEM元とのRisk and Revenue Share Partner (RSP)方式が主流であり、個々の技術力は合格ながら、最終システム製品の公的証明まで自力で確保する姿勢が生まれにくい状況にある。一つの技術的アイデアが生まれ、展開され、実証・検証と進み、実用化される段階、すなわちTRL達成の時間的サイクルを製品事業の拡大に上手にスケジュールできる能力を持つ人材と組織力が求められる。

そうした観点からも、日本にとって明るいニュースは、

ACCESS TO SPACE

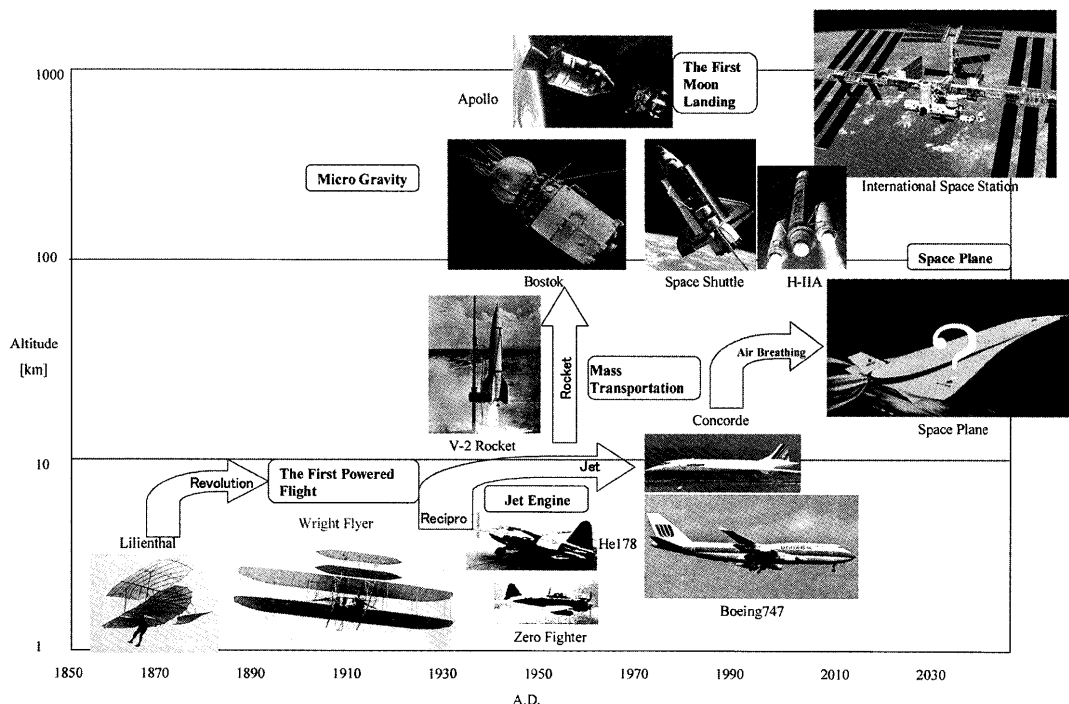


図9 航空から宇宙往還まで推進システムの発達

■ HF120 (GE Honda Aero Engines)

<http://world.honda.com/AircraftEngines/HF120/>

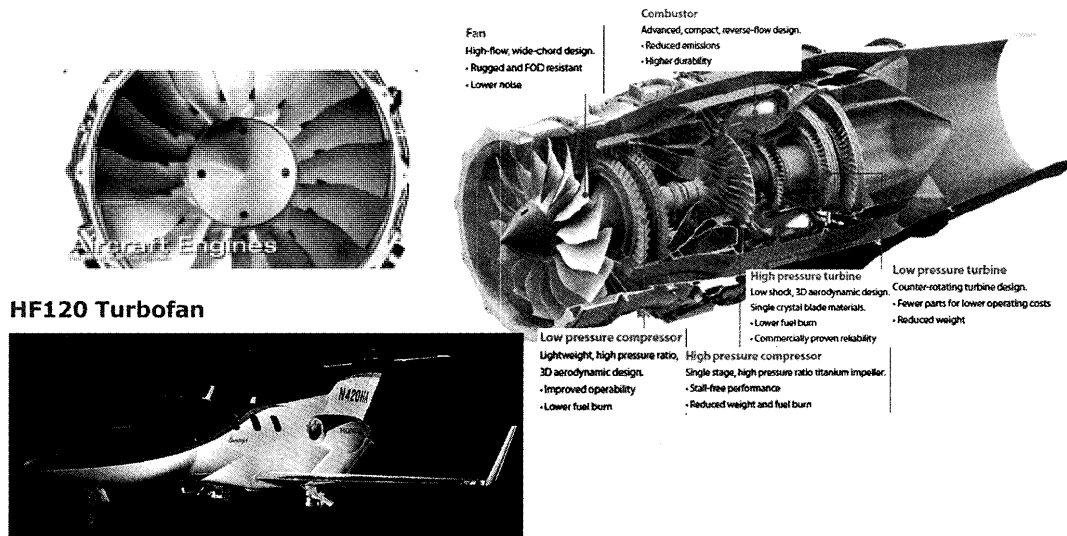


図10 ホンダジェットとHF120ターボファン

■ クラスタファン・エンジン (JAXA 航空プログラムグループ, 前室長・齊藤喜夫氏提供)

<http://www.apg.jaxa.jp/info/prm/006/02.html>

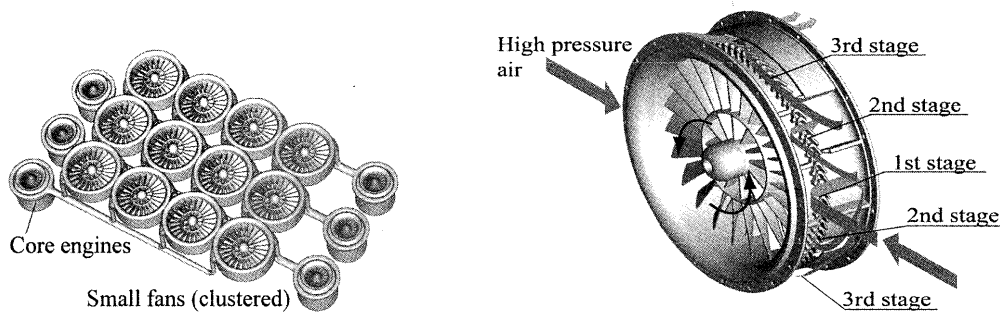


図11 クラスタファンシステム

多分、ホンダによる小型機市場への最近の参入かもしれない。航空機仕様は、かつて軍用と同等の厳しい規格を求められてきたわけで、どれだけ民生（車両）規格の適用が可能か、さらには、いったい互換部品が存在するのかどうかを、筆者は調べていないが、国際規格の経験に強い自動車産業に見習い、型式証明への近道を色々と探る工夫は必要であろう。また、日本の航空宇宙活動にとり、同産業の将来動向は大きなモーメントを生むと考えられる。

HF120エンジン（図10）は、軽双発ビジネス用ホンダジェット機（座席数7、マッハ数0.7、航続距離2,000km余）に搭載されるターボファンで、推力2,050lb、バイパス比2.9、圧力比24という仕様である。騒音低減もあり、エンジンナセルは翼上面に配置されている。ホンダは、短期間で、米国において、機体とエンジンそして飛行制御というシステム統合を成功させた。事業化は先というが、纏め上げる持続力の優秀な見本に違いない。

性能良い超小型ファンができれば、それを集合してヘリコプターに替わる機動的な小型VTOL機も夢でない。

図11に、JAXAで開発された単動翼列多段チップタービンを示すが、コア・エンジンから供給された高圧空気は、ファン円周の二箇所にて設けられた供給孔から一段目タービン前方に導かれ、一段目で膨張した空気の流れが二つに分けられ、それぞれ一段目と二段目を結ぶ戻り流路を通って二段目に導かれ、次ぎに三段目へ導かれ膨張の後、外へ排気される。こうして、減速ギアを使わず多数のファンをクラスタ化する構造を工夫して、小型VTOL機（垂直離陸用に42ヶを機体重心付近に、また14ヶを推進用に機体後部に搭載）やフライング・カー（総重量2,000kg以下、垂直離陸用に車体の前部8ヶと後部16ヶの計24ヶ×80kgf=1,920kgf推力、また水平飛行用に後部搭載ファンの下方にあるルーバーを水平に動かし後方流れを偏向）の概念を展開している。これも機体とエンジンの統合システムを探求する良い見本といえよう。

先に、産業用ガスタービンと蒸気タービンがコンバインドサイクル化を通じて共に発展すると述べたが、BBC社のMeyerは、1939年2月、ロンドンI.Mech.E会議の講演で、ガスタービンの排熱で蒸気タービン用の蒸気を

■ AGTJ-100A (ムーンライト計画100MW級高効率ガスタービン)
http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/2001/g_0105.html

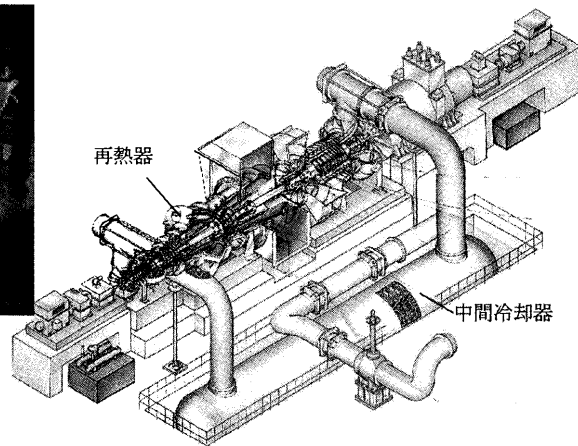
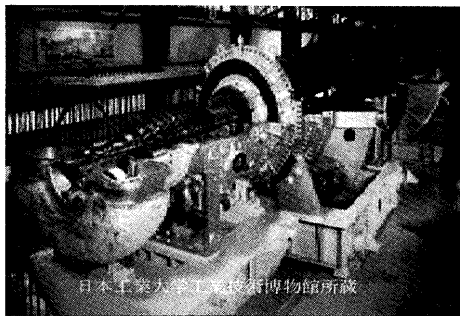


図12 AGTJ-100A 高効率ガスタービン

発生させて使う熱サイクル改良について触れた。ASMEの世界技術遺産では、Neuchatel発電所ガスタービンに対する結論として、そうした将来のガスタービンの役割を、冷却や高温材料そして圧縮機とタービンの空力技術などの進歩から、先見した点が高く評価されている。ガスタービンをトッピングに据えるコンバインドサイクルが成立するために、タービン入口温度は、Neuchatelのレベルを大幅に超え、例えば、我が国のムーンライト計画における1300℃レベル、また圧力比30以上を目安とできる技術が必要となる。米国では幾つかの航空用エンジンメーカーが欧州を凌ぎ興隆してきた時期でもあるから、その技術移転が産業用ガスタービンの発達に作用したに違いなく、筆者の興味を引く。産業用の場合、比較にならぬほどの長寿命を要求される点から、単軸を2ヶの軸受で支え、低温側の圧縮機端から出力軸を取り出す極限的にシンプルな美しさをもち、航空用とは異質のようですらある。日本では、航空用ガスタービンの開発における戦後の空白期にともなう遅れ、また、軍事用目的という技術プロジェクトの欠如から、航空用と産業用とは別々な発展を遂げているように見える。

オイルショックを経て、世界の中でも電力消費の多い我が国の省エネ技術開発プロジェクト(ムーンライト計画)の一環として、1978年から10年間に、コンバインドサイクルに向けたパイロットガスタービンAGTJ-100Aが製作・実証試験され、図12に示すように、再熱器の前に中圧タービンを配し水噴射直冷式中間冷却器をもつ熱サイクルによって、出力93MW、総合効率52.3%(LHV)を達成した。タービン入口温度1280℃、圧力比55、燃料はLNGであり、低圧圧縮機全段の静翼可変、高圧タービン2段を空気冷却、翼の耐熱性向上にNi基のDS(一方向凝固)製法やセラミックコーティングなどの先進技術を採用するなど、その後の日本の産業用ガスタービンの土台を築いたといつて良い技術内容であった。

航空用、産業用を問わず、我が国のガスタービン開発

にとって国プロが果たした役割は大きい。上記ムーンライト計画に続き、1988年からの10年間、ニューサンシャイン計画のもとにセラミックス部材を小型ガスタービンの耐熱要素に適用して飛躍的な燃費改善を図るプロジェクトや1990年には自動車用100kWセラミックガスタービンの7年間プロジェクトが開始された。共に、日本の伝統セラミックス技術を適用する先導的開発研究の位置付けであった。前者プロジェクトの一つCGT302エンジンでは、コジェネレーション用再生2軸式300kW級の高温要素(燃焼器、タービン)をすべて耐熱セラミックスにより成型し、特に、タービンはノズルをモノリシクと繊維強化セラミックスのハイブリッド成型、動翼とディスクを一体化Bliskとして金属軸部との熱膨張差を考えた相互独立支持構造などを採用した。そうした工夫の成果として、タービン入口温度1396℃状態で、出力322kW、熱効率42.1%という世界チャンピオン性能データを実証すると共に、同1200℃状態での延べ2100時間の耐久運転も実施、その高効率性と実用化を示した。予混合希薄燃焼方式での同1350℃状態でのLNG燃料300時間運転でのNOx排出レベルは31.7ppmであった。

そうした国プロでは、製造メーカー数社が企業の枠を超えて組合や(財)研究センターを組織して、国立研究所や大学と連携するなど、産官学に属する研究者と技術者の一体感が醸成され、ハードウェアを創りあげる心と纏め上げる持続力が生まれたと聴く。最近、企業経営のグローバル化で分断され易い技術の絆であるが、世代を超えて、我々日本の土壌の中に保持してゆきたいものである。

コンバインドサイクルに道筋をつけた産業用ガスタービンの目標は、当然ながら、更なる高温化に違いない。蒸気との共存も単に出力の棲み分けでなく、燃焼器への水噴射や損失の少ない高温要素の蒸気冷却があたりまえの時代に突入し、発電ないし動力システム全体の性能や作動、それと環境負荷(CO₂、NO_x排出値)にまで

■ M501/701 Gas Turbine (MHI)

http://www.mhi.co.jp/power/e_power/product/turbine/gas/501g/index.html

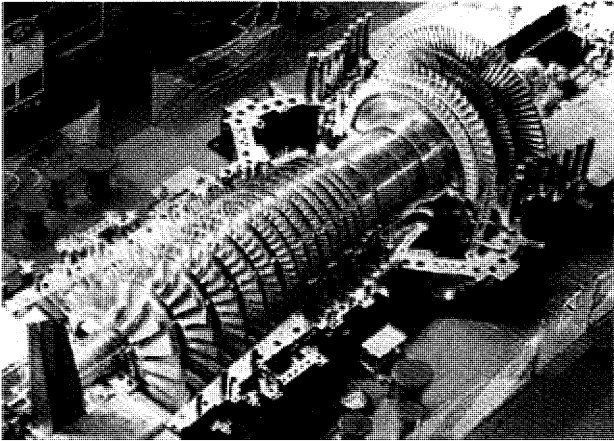


図13 M501系列 (300MW級) ローター

及び密接に関連する。2004年から国プロとして始まったAHAT (Advanced Humid Air Turbine高湿分空気タービン) プロジェクトでは、排熱回収に圧縮機から出た空気を温水と直接接触させた高湿分空気を使うサイクル改良を成果に掲げており、圧縮機入口での水噴射による圧縮仕事減少と併せて蒸気タービン無しでコンバインドサイクルの効率を凌げるという。筆者は、将来行き着くところ、完全クロードサイクル化によるCO₂回収に向かわざるを得ないのではと予測し、現在の技術の進展を図れば、運転と保守の容易さの点で原子炉に勝るだろうと期待している。

出力300MW級、タービン入口温度1500℃レベルのガスタービンを製造できる場所は世界に多くない。M501/701系列 (各60/50Hz, 図13) は、ムーンライト計画高効率ガスタービンを皮切りにコンバインドサイクル化の軌道を定めた日本の中にあって、単軸の圧縮機とタービンロータ、両端支持軸受、多筒型燃焼器というシンプルな基本構造を一貫して踏襲し、確実な技術のみを設計に取り入れる方策で高い信頼性を築き上げてきた。1500℃レベルG形に至って、予混合燃焼器尾筒を蒸気で冷却して回収する設計を世界初に実用した。タービンにはNi基先進耐熱超合金を開発し、全面膜冷却また速熱コーティングを施し、翼型を圧縮機共々3次元設計して高い空力性能を達成している。現在、更なる高温化1700℃に向けて要素試験を継続しており、タービン初段と第2段に燃焼器と同様に蒸気冷却を行うほか、残存酸素の少ない排気ガスを再循環する燃焼形態が試験されている模様である。

高温化によって、高効率つまりCO₂削減・地球温暖化防止に貢献する一方、指数関数的に増加するNO_x対策を迫られるという産業用ガスタービンの技術挑戦は続く。

1.4 おわりに

素晴らしいガスタービン作品を完成させるには、要素と全体 (システム統合)、また個性と組織 (チームワーク) の総合、すなわち、行き着くところ、個人の発想・能力とチームワークによる実現力になりそうである。百人居れば百通りの発想となるが、実現できるものは淘汰される。Dickensの描いたように、生き生きと冒険心に富んだガスタービン発明期のWhittleに想いを馳せながら、真に役立つ電力・動力・さらには推力をいつでもどこでも産み出せるようなガスタービン応用技術に、誰もが共感し工夫する未来シナリオの展開を願って止まない。そして、Scroogeが目覚めたように、経済性コスト (生産、オペレーション、維持) 低減という一辺倒な米国式評価から脱却して、環境負荷あるいは感性適合のような別の視角から品質信頼に合格できる実績を着実なものにしていくと欲しいと願う。

写真は、1973年5月、Whittle卿を真ん中に、筆者とケムブリッジ留学中の仲間が一緒に撮影である。Whittle卿はジェットエンジンの闘士というより英国紳士風にあくまで穏やかで、この日からWhittleラボと名称された背景の研究所を慶んでおられた。そうした写真に納まる幸運な機会を授けて下さった筆者恩師の浅沼強、谷田好通、難波昌伸、高田浩之ならびに故岡崎卓郎各先生に、今更ながら深謝申し上げつつ本稿を結びたい。執筆に誘っていただいた湯浅三郎先生にもお礼申し上げる。



参考文献

- (1) C.B.Meher-Homji, The Development of the Whittle Turbojet, J.Eng.GT&Power, vol120,pp249-256, 1998
- (2) C.B.Merher-Homji, E. Prisell, Pioneering Turbojet Developments of Dr.Hans von Ohain - From the HeS 1 to the HeS 011, J.Eng GT&Power, vol122, pp191-201, 2000
- (3) Hans von Ohain, FOREWORD to J.D.Mattigly's book Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw-Hill,Inc. 1990
- (4) 谷田・長島, ガスタービンエンジンp130, 朝倉書店, 2000

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

ガスタービン用圧縮機の発達と現状のトレンド

松木 正勝*¹
MATSUKI Masakatsu

竹矢 一雄*²
TAKEYA Kazuo

大田 英輔*³
OUTA Eisuke

キーワード：ガスタービン，航空エンジン，ムーンライト計画，軸流圧縮機，翼列設計，多段設計，CFD援用設計

1. はじめに

ガスタービンは言わば機械工学の凝集した産物でもあり，その信頼性や効率の向上，環境負荷軽減などのために更なる開発がなされている。その根幹要素である圧縮機については，2分の3世紀以上にわたって蓄積された設計指針と経験に加えて，近年に定着したCFD援用による積極的な設計開発が産業用，航空機エンジン用ともに，性能と信頼性の向上，環境負荷の低減など次世代機目標の達成に貢献している。重要な道標であるムーンライト計画を含め，第2章を松木，第3章を竹矢，第4章を大田によって解説する。

2. 圧縮機設計の発達過程

ガスタービンの開発初期（1930年代）においては，必要なサイクル圧力比を効率良く実現する為に，二つの方法が進められた。一つは当時，ピストンエンジンの高空性能の向上のために使われていた遠心圧縮機を大型・高圧力比化する方法，他の一つは時間はかかるが高効率を期待される軸流圧縮機を開発を進めることであった。

2.1 遠心圧縮機

航空ピストンエンジン用として圧力比3程度まで実用化されていたので，これを発展させるのが近道であった。最初に商用化されたエンジンはこの方式であり，YS11のエンジンもこれである。

遠心圧縮機のインペラは直線放射形の場合周速の自乗の約90%の仕事をし，その50%は静圧上昇となり残りの50%はインペラから流出する流れの運動のエネルギーとなり，これはディフューザーによって静圧上昇に変換される。良く設計されたインペラは90%近い効率を実現できる，しかしディフューザーの効率は60%を超えることは難しい，従って全体の圧縮機効率は73%程度となり停滞した。その間に軸流圧縮機が急速に進歩し大型ガスタービン用として成功した。

その後，ガスタービンの用途が小型化に広がり，また材料，加工技術の進歩により，後方湾曲形インペラが可能になった。このインペラでは，ローター仕事のなかの静圧上昇割合が多くローター出口速度エネルギー分が少ないので，ディフューザー損失が減少し全体効率が向上した。周速の割にローターの仕事量は減少するが，チタン材の使用，設計・加工技術により高速化し，圧力比で10を越すまでになり，また効率も80%を超えるものも出現している。最近では，自動車用ターボチャージャーとしても多量に使用されている。

2.2 軸流圧縮機

1930年代，翼形を使う送風機や飛行機のプロペラが存在し，効率の高いことは認識されていたが，一段の圧力比が小さく，必要な圧力比を得る為には多段となって重くなり利用出来なかった。

従って，一段当たりの圧力比を大きくし段数を減らし軽量化すれば，高効率な圧縮機が得られる見込みがあり研究が開始された。

2.2.1 翼形

飛行機用として研究が進められた初期の1900年頃にはカンバー線のみ薄翼であった為，トラス構造の複葉機となり抵抗が大きかった。まもなく曲げ強度の大きい厚翼が開発されて単葉機が実現し，高速化が進展した。1930年頃には高亜音速翼や低抵抗の層流翼の研究も進んでいた。これらの翼形を圧縮機用翼として採用した。

2.2.2 翼列

軸流圧縮機は円環状に多数の翼を配列した翼列によって仕事を行う。同じ構造のプロペラにおいては，枚数が少ないため，単独翼の性能を前後翼の影響を干渉係数の形で修正して用いていた。従って軸流圧縮機の初期においてはこの方法が用いられたが，翼枚数が増加すると修正量が大きくなり，また精度が低下して段圧力比を上げられなかった。

この対応策として，C4翼形を用いた翼列実験によって得られた二次元翼列の性能を基礎にして圧縮機を設計する翼列理論が，英国のNGTEによって，1945年に発表され大きな進歩となった。その後1951年，高速に適した

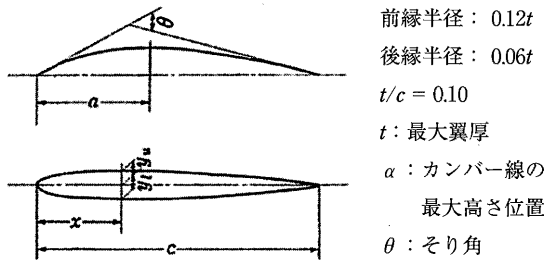
原稿受付 2008年2月7日

*1 日本工業大学 名誉教授

*2 元三菱重工業(株)，元徳島大学教授

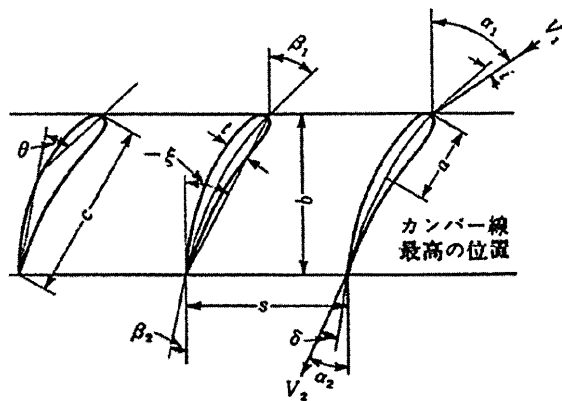
*3 早稲田大学 名誉教授

NACA65系翼形の二次元翼列性能の膨大な資料が発表され、広く使用されている。さらに高速化し流入速度が遷音速になる場合には二重円弧翼が、さらに超音速の場合には多重円弧翼が使われている。



位置 x	0	1.25	2.5	5.0	7.5	10	15	20	30
y_u, y_l	0	1.65	2.27	3.08	3.62	4.02	4.55	4.83	5.00
位置 x	40	50	60	70	80	90	95	100	
y_u, y_l	4.89	4.57	4.05	3.37	2.54	1.60	1.06	0	

図1 C4翼型のプロフィール



β_1 = 翼の入口角, β_2 = 翼の出口角, θ = そり角 = $\beta_1 - \beta_2$,
 $-\xi$ = 食違い角, s = ピッチ, c = 翼弦長, ϵ = 転向角 = $\alpha_1 - \alpha_2$,
 t = 最大翼厚, α_1 = 流入角, α_2 = 流出角, V_1 = 流入速度,
 V_2 = 流出速度, i = 入射角 = $\alpha_1 - \beta_1$, δ = 偏差角 = $\alpha_2 - \beta_2$, $\sigma = c/s$

図2 翼列形状パラメータ

1) 設計点, 流出角, 転向角, 節弦比

翼形として, C4の対称翼形を, そり角 θ のカンバー線に乗せたもの(図1), (図2)を用いて行った二次元翼列風洞試験の結果, 翼列の基本的特性が明らかになった。各種の, $\theta, s/c$, 出口角の組み合わせについて, 入射角に対する転向角, 全圧損失係数を計測し, 全圧損失係数が最小値の2倍になったところを失速点と仮定し, この時の転向角の0.8倍の転向角を得る入射角をもって, 設計点としている。

この資料を整理した結果は(図3)の如くなった。これにより速度三角形が決まり, 流出角, 転向角(即ち流入角)が決まれば, これを満足する s/c が決定することになる。これに次の偏差角を考慮して, そり角が決まり,

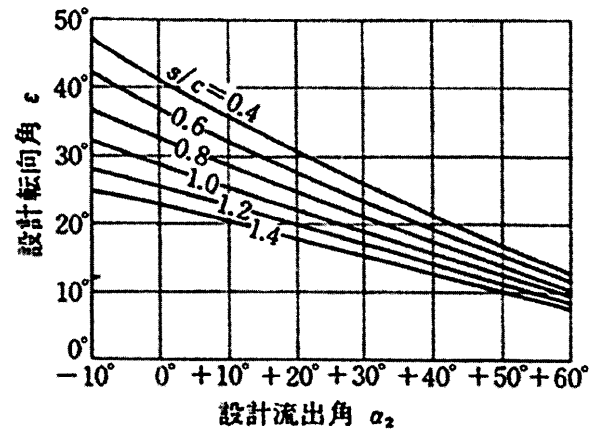


図3 流出角に対する設計転向角

翼形とその配置が決まる。

2) 偏差角

実験によって得られた設計点の偏差角は, 翼そり角, 節弦比, 設計流出角およびカンバー線の形状により定まり, 入射角によりほとんど影響されず, カンバー線が円弧または放物線の場合, 次のコンスタントの法則に従う。

$$\delta = m\theta\sqrt{s/c} \dots\dots\dots(1)$$

ただし, $m = 0.23 \left(\frac{2a}{c}\right)^2 + 0.1 \left(\frac{\alpha_2}{50}\right)$, α_2 : 設計流出角

これは翼列の性能がカンバー線のそり角とピッチコード比で決まると言うことで, この性質はNACA65系翼形, 二重円弧翼形などでも同様である。

3) 最適入射角

揚抗比最大の点に近い前記設計点における入射角が最適入射角となる。

4) 拡散係数D

圧縮機翼列は減速流れであることに注目して, 負荷限界の目安として考えられたもので,

$$D = 1 - \frac{V_2}{V_1} + \frac{\Delta W}{2\sigma V_1} \dots\dots\dots(2)$$

で表わされる。ここに $\sigma = c/s$, ΔW は V_1 と V_2 の円周方向の分速度の差である。 D と全圧損失係数の間には図4の関係があることが多くの実験から明らかになったので広く用いられるようになった。一般には, $D=0.6$ を限界にする。ただし動翼先端付近では遠心力に因る境界層の影響により $D=0.4$ を限界とする。

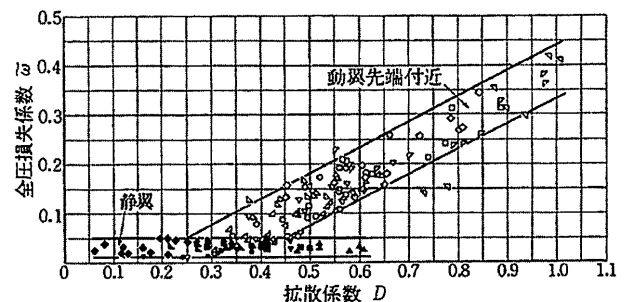


図4 全圧損失係数と拡散係数

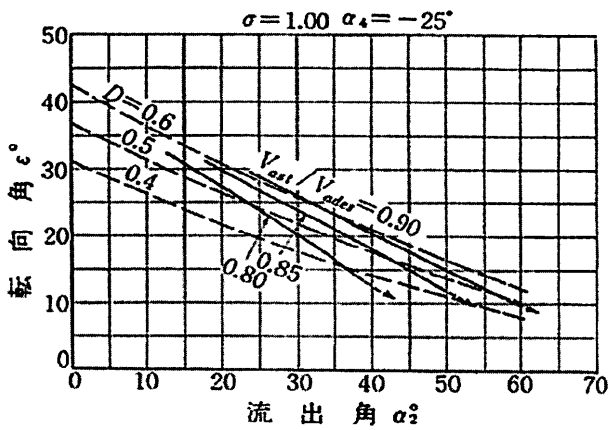


図5 転向角-流出角の経験則

図5に一例として示すと、 $D=0.6$ は失速軸流速度 (V_{ast}) が設計軸流速度 (V_{ades}) の90%のときの失速余裕と同等であることを示している。

2.2.3 一段の性能

1) 一段の仕事量と圧力比

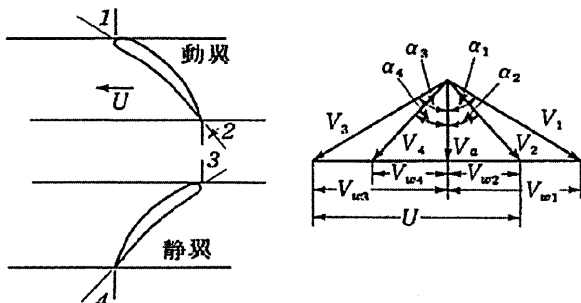
動翼列と静翼列からなる一段で、動翼列で、 $U \times \Delta W$ (U : 周速, ΔW : 流入, 流出速度の周方向分速度の差) の仕事がなされるが、その一部は動翼列に対する相対速度の減少によって静圧上昇となり、残部は絶対速度の増加による運動のエネルギーとなり、これは静翼列中で減速されて静圧となる。全仕事量のうち、動翼列中で静圧に変換される割合をもって反動度と言う。出口全圧と入り口全圧の比が圧力比である。

従って周速の自乗に比例して圧力比が上がることになり、翼列の遷音速特性の向上の為に、二重円弧翼、多重円弧翼、拡散制御翼などの研究が進んだ。

2) 一段の効率

一段の効率 η_b を実際の圧力上昇と理論圧力上昇との比として定義すると (図6の速度三角形),

$$\eta_b = 1 - \frac{2}{(C_L/C_D) \sin 2\alpha_\infty} \dots\dots\dots(3)$$



- 添字
 U : 翼の周速度 a : 軸方向 (翼運動方向に直角方向)
 V : 流体の速度 w : 円周方向 (翼運動方向に平行方向)
 (動翼相対速度, 0: 入口案内翼または前段静翼の出口
 静翼絶対速度) 1: 動翼入口 2: 動翼出口
 α : 流入, 流出角 3: 静翼入口 4: 静翼出口

図6 動・静翼間の速度三角形

ただし、 $\tan \alpha_\infty = (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2) / 2$,

$$C_D = C_{DP} + C_{Ds} + C_{DA}$$

C_L : 揚力係数, C_D : 実効抗力係数,

C_{DP} : 断面抗力係数,

$C_{Ds} = 0.018 C_L^2$: 二次流れ分,

$C_{DA} = 0.020 s/h$: 内, 外壁面摩擦分,

h : 翼高さ。

$\alpha_\infty = 45^\circ$, 即ち反動度50%の場合は、軸流速度が周速の1/2の時に効率が最大になり、92%程度になる。

2.2.4 圧縮機内の流動

1) 流れの平衡

圧縮機内では流れは内径と外径のあいだの通路を軸方向および円周方向の分速度を持って流れているので、どの流体部分も半径方向に働く遠心力と静圧分布に平衡して運動している。

2) 流動形式

最も単純な形式としては自由渦形がある。この場合半径方向の仕事を一一定とすると、 $V_w \times r = \text{一定}$, $V_a = \text{一定}$ となる。しかし内外径比が小さいと翼が長いので、動, 静翼共ねじれの大きいものとなるので、低回転の時には用いられる。高回転で圧力比が高い場合には、これと剛体形 ($V_w = r \times \text{定数}$) を組み合わせた混合形,

$$AV_w r + B \frac{V_w}{r} = \text{一定}, \quad A, B \text{ は定数} \dots\dots\dots(4)$$

などが用いられている。

このほか、捩れの無いまたは少ない静翼列も可能で、その他各種の流動形式が使用条件に応じて用いられる。

2.2.5 多段の性能

1) 初段

外径のマッハ数制限で回転数が決まると、内径の周速が決まり、その翼列の負荷限界で段の仕事が決まる。実際は、起動時の失速を防ぐ為、翼列の負荷を下げたり、可変静翼や抽気を用いる。

2) 中間段

圧縮に因る温度上昇によりマッハ数は低下するので、内径側の負荷限界で仕事が決まる。

3) 最終段

次に続く燃焼器の入り口条件に適合するような流れの調整を加味することが多い。

4) 流路面積

圧縮機の流量と流動形式により軸流速度分布が決まれば流路面積が決まる。従って、圧力が高くなる後段になるにつれて面積は減少する。一方外径面, 内径面に沿って境界層が発達する。この部分は流路として無効なので、構造上の流路面積を増しておく (ブロッケジファクターと言う)。実際は中間段で1%, 後段で2%程度であるが、流動形式, 構造様式など多くの影響要因があるので、実測の経験値から決まる。

5) 可変静翼および抽気

全体圧力比が4.5を越すと、低速時には初段を始め

数段が失速するので、起動特性を改善するために、

- a) 圧力比8ぐらまでの場合には中段から抽気して前段の失速を防ぐ。
- b) 圧力比10~20くらいまでは圧縮機の前段または全段の静翼の取り付け角を可変にする。
- c) 一軸の圧力比を4程度にして多軸化する。
- d) これらを併用することによって、起動特性のみならず部分負荷特性を改善することが出来る。

2.2.6 不安定現象

a) 旋回失速

翼列の失速したセルが回転速度の半分ぐらいの速度で旋回するもので、特に計測しないと外部からは検知出来ないが翼が破壊する原因となるので注意が必要である。

b) フラッタ

翼の弾性振動とそれに伴う流れの変動が連成して発生する自励振動がフラッタである。非失速フラッタと失速フラッタがある。翼が薄く固有振動数が低くなると起き易くなる。十分注意が必要である。

c) サージング

圧縮機を含む系全体の流れに関連して起こる一種の自励振動である。装置を破壊することがあるが、少数回では重大な結果にならないように構造強度設計するべきである。

2.2.7 材料, 加工, 構造などの進歩

圧縮機が大容量, 高圧化するにつれ, 高強度アルミ合金から, チタン合金, 耐熱鋼, など材料も進歩し, 加工機の進歩により複雑な翼形状も可能になって, 現在の高性能機になっている。

3. ムーンライトへの軌跡

3.1 自主開発の光と影

半世紀に及ぶガスタービンの推移を技術史的立場から展望すると, 国家プロジェクト「ムーンライト計画」による「高効率ガスタービンの研究」は大きな節目に当たり, その波及効果を検証することは技術の伝承からも有意義であろう。この開発研究の推進母体となった「高効率ガスタービン技術研究組合」(1979~1988)の中核組織である技術室にはメーカー6社と電力中央研究所から, 延100人を超える技術者・研究者が参加し, 基本計画の立案, 概念設計の作成, ハード・ソフトの設計・製造に対する監査, 試運転時に発生したトラブルの調査・改善策の立案, 性能試験の実施とその成果に対する解析・評価を行なった。現在彼等の多くはすでに技術の第一線から離れてはいるものの, 今日までの各企業に於けるガスタービン事業の推進に彼等が身に付けた豊富な経験・技術力が大きく貢献した事実を特記したい。壮大な理想を掲げたこの国家プロジェクトは, 完了時点で世界最高の効率達成もさることながら, 自主技術によって世界最先端企業に挑戦したこの集団が, 心血を注いで体得した技

術開発のノウハウこそが真の成果ではなからうか。

プロジェクト発足当時世界の火力発電事業は, 半世紀以上も君臨し続けたランキンサイクルが超臨界圧タービンの時代に入り, その達成感と共に次代への閉塞感が漂っていた事実は否めない。革新的新技術に対する時代の要請から, 半ばの不安と共にコンバインドサイクルの将来性が着目され, 発電用ガスタービンは航空エンジンからの高温化技術の転用で, 熱効率50%の壁を破るのは時間の問題と認識されていた。翻って国内各社の状況は欧米のトップメーカーからの技術供与によるライセンス生産が主流であり, 自主開発製品は小型ガスタービンの分野を除くと, 米国系60Hz主力機種の50Hzへのスケールアップや低NOx 燃焼器の開発が目立つ程度である。各企業とも研究開発の素地は一応整備されたが, 独力での新機種開発は資金・人材の両面からの躊躇もあり, 国家プロジェクトに参加する大義名分になったと思われる。反面これは実作業に携わる当事者達にとって, 所属企業への帰属意識と共同作業から生まれる連帯意識との狭間に苦悩する日々ともなった。

「ムーンライト計画」では10~15年後を見据えた長期目標として,

① タービン入口温度 …………… 1350~1500℃

② コンバインドサイクル熱効率 …… 50~55%

が設定された。試作機(パイロットプラント)の設計条件は1350℃×50%であり,

①項に対しては同時の実用レベルである1150℃クラスからは一世代先行するものの, 航空エンジンの冷却技術を全面活用することで実現性は高いと予想した。

②項に対しては標準的なシンプルガスタービン系を母体としたサイクル計算の結果からは達成の見込みが低く, F/Sを重ねた結果, レヒートガスタービンの採用が決まった。概念設計の結論はコンバインドサイクル熱効率の最適条件から圧力比55と設定された。

圧力比55の軸流圧縮機は航空用を含めたガスタービンのみならず各種産業機械分野を見回しても前例のない新領域だが, 低圧軸と高圧軸に分割することで基本的に既存技術の応用範囲に納まると推認した。その結果レヒートガスタービンの要素構成は空気の流れに沿って,

「低圧圧縮機」- 「中間冷却器」- 「高圧圧縮機」-
- 「高圧燃焼器」-
- 「高圧タービン」- 「中圧タービン」-
- 「再燃焼器」- 「低圧タービン」

構造面からシンプルガスタービンの3要素に比しコストアップ要因となることは否めない。

回転軸系は,

「高圧圧縮機」- 「高圧タービン」

の高速軸がフリータービン形式の可変速に対し,

「中圧タービン」- 「低圧タービン」- 「低圧圧縮機」

の低速軸は同期発電機に直結し定速運転を行なう。

このシステムをコンバインドサイクルとして運用した

場合のメリットは定格負荷での熱効率もさることながら部分負荷効率の優位性が極めて大きいことである。

因みに通常のコンバインドサイクルはランキンサイクルに比し部分負荷効率の低下が激しい。理由はボイラが部分負荷に際し吸気量を制御し煙突からの廃棄損失を低減しているのに対し、シンプルガスタービンでは原則として流入空気量が一定のため煙突からの排気損失もほとんど一定で、結果として低負荷域では両者の性能は逆転している。これに対しレヒートガスタービンの負荷制御は空気流量と燃料流量の併立方式で、前者は低圧圧縮機の静翼取付け角度制御、後者は高圧軸のスピードガバナおよび高圧タービン入口ガス温度リミッターによる高圧燃焼器への燃料制御、低圧タービン出口ガス温度リミッターによる再燃焼器への燃料制御で構成されており、部分負荷効率低下率はランキンサイクルよりも優れている。

低圧圧縮機に採用した可変静翼の技術は、昭和30年代から世界に先駆けて合理化を推進した日本の鉄鋼業が高炉の大容量化・高効率化に着手し、そこで高圧・大流量の送風機が必要となりターボ型から軸流型へ転換したのが起源である。因みに高炉操業では定風量・定風圧制御が常識で、送風機はPQ線図上広い作動面積が要求される典型的なターボ型の領域である。シャープなサージング特性しかも大型化に伴い定速原動機駆動という条件も重なり、軸流方式を使用する以上、全静翼可動制御は不可欠である。余談ではあるが、昨今世界の製鉄所は省エネ対策の一環として高炉ガス焼きガスタービン・コンバインドサイクル/コージェネレーションが急増しており、これらは日本企業によるほぼ独占市場であることを付記しておく。

ところでこの低圧圧縮機は、入口段での轉向角度変位を大きく後段ほど小さく設定することにより、サージング特性は傾斜が緩く吸気量の制御幅を格段に改善することに成功した。

高圧力比の設備では中間冷却器を設ける場合が多いが、主目的は圧縮動力の節減で、通常は冷却水による熱交換方式が採用される。しかしながら本プロジェクトの最終目的であるコンバインドサイクル熱効率改善の立場から見直すと、ガスタービン効率の向上効果は冷却水による新たな熱損失の付加により相当部分が相殺される。そこで新しい試みとして冷却水を気流中に直接噴射し、蒸発潜熱を利用する方法を採用した。この方式でも煙突から放出する排気中の水蒸気分圧が上昇し、これに伴う熱損失の増加は免れないが、ガスタービンの蒸気噴射効果と同等の効率改善が期待できる。また燃焼器でのNO_xの低減効果も確認された。蒸発型冷却器の採用に当たり事前に低圧モデル試験を行なったが、空気密度の影響が予想外に大きく実機運転試験では金属表面からの接触蒸発量が計画値に達せず飽和度が不足し、高圧系とのミスマッチが起り、これが高圧系機器の破損事故に繋がった。その後、高圧ノズルによる気流中への直接噴霧を併

用することで問題を解決した。本プロジェクトでは常温の純水を使用した。理論上コンバインドサイクル熱効率の最適化を計るなら排熱ボイラの出口に給水加熱器を追設し、高温高圧水噴霧とし蒸気発生量を増すのが望ましい。

後年EPRIが興味を示し複数者がフィジビリティスタディに応じた「フュミッドタービン」の概念はこの延長線で、復水タービンかガスタービンに内蔵された超高温背圧タービンかの選択の問題である。

3.2 サージングとの戦い

戦後の混乱からやっと脱却した昭和20年代終盤、造船各社は競ってガスタービンの研究開発に挑んだ。そして手痛い洗礼を受けたのがサージング現象であった。圧縮機・燃焼器・タービンが連続した流路を構成しているガスタービンでは、サージングは圧縮機翼の失速に起因する圧力波の振動が収斂域から発散域に遷移する時点で発生し、しばしば燃焼器の失火を伴う逆流が起り、時には動静翼の破損にまで被害が拡大するといった最悪事態を招いた。

昭和30年代前半筆者は日本ジェットエンジンKKでJ3エンジンの圧縮機空力設計を担当していた。試運転の最終段階、定格推力に近づいたとき大爆発が起こった。そこで見たものは瓦礫の山と化したケーシングの残骸、剥き出しのロータ、圧縮機動翼は丁度手裏剣を投げたように、すべて周囲の防音壁に放射状に突き刺さっていた。

軸流圧縮機の設計者にとってサージングは常に心の負担である。ムーンライトの時代、入口案内翼の可変、中間段からの抽気はすでに常識化していた。高効率追求がもたらした複雑な制御系すなわち一つの入力信号（負荷命令）に対し三つの独立した出力信号（静翼角度、高圧燃料弁、再熱燃料弁）を持つこのシステムでは、起動・停止や負荷遮断時に時定数や慣性力が大きく異なる二つの回転系が微妙に干渉し、過渡現象として圧縮機の作動線がサージング防止線に異常接近する問題が発生し、高圧系も3段静翼まで可変構造に改造した。

研究開発も終盤、性能試験中、負荷上昇課程で突然大音響と共に非常停止した。分解点検の結果高圧圧縮機の中間段動翼が複数列破損していた。ほとんどは一見して衝撃破断、最前列の数枚には金属光沢を待った貝殻破面のクラックが認められた。典型的な低サイクル疲労を示し、旋回失速による共振の可能性が高いと推測された。

ここで動翼の強度設計に少し触れたい。高効率化を指向し翼型の厚み比を極力低く押さえる目的で、翼根から1/3高まで厚み比傾斜以後は一定と遠心応力の均一化を測り、空気力による曲げモーメントは通常と同規模機種に比べ密度の影響から4~5倍に達することを考慮し、断面の図心線に傾斜を付け発生する遠心力由来の曲げモーメントとベクトル的に相殺させることで対処した。振動応力に関しては動翼の複数モードの固有振動数

が、回転数とその高調波および前段静翼枚数と定格回転近傍で共振しないようにチューニングした。

第一原因と見られる翼の破断位置は二節曲げ振動の最大応力面とほぼ一致しており、固有振動数から逆算して中負荷領域の回転数で複数個の旋回失速セルが発生していたものと推定された。同時に過去の運転記録を精査し共振域の積算時間から低サイクル疲労に属することも確認した。実施した対策は旋回失速消滅回転数の引き下げと翼強度の強化であり、前者は可変静翼及び抽気弁の再調整、後者は厚み比の増加で対処した。その後の運転で旋回失速の発生及び消滅時期、セル数の変遷も計測され内部流動解析の一助となった。何れにせよ強度設計において振動応力は高サイクル疲労限以下に押さえるという基本を忘れてはならない。

最終性能試験で目標のコンバインドサイクル熱効率50%は達成された。但し実機運転はガスタービンのみで後流の排熱ボイラおよび蒸気タービンはコンピュータ・シミュレーションで代用した、予算上の理由で引き続き所定の耐久試験も無事完了し、研究組合は解散した。

プロジェクトに参加した技術者達も夫々に旅立った。

試験終了後のレヒートガスタービンは法規に従えばスクラップとなる運命にあったが、関係各位の尽力により、日本工業大学の博物館に移設され余生を全うした。

発電設備の大型高性能化が進み、嘗ては夢物語であった1500℃×60%が現実世界のものとなった。主役は広範な分野の知見を集大成した高温化技術にあるが、流体力学の理想的な応用問題のような動静翼設計手法の進歩も見逃せない。特に数値流体力学の導入による超・遷音速域を含む流線解析の精度向上と処理時間の短縮は、大容量化高性能化に大きく貢献した。

J3の時代、翼設計の初期段階である半径平衡の微分方程式を解くのに、指先にタコが出来るまでタイガー計算機を回し続けた。顧みるに50年は実に長い。

4. CFD援用設計の時代

4.1 軸流圧縮機設計目標へのCFD援用

高出力のガスタービンに実用される軸流圧縮機の開発に向けて創造性と刺激性のある膨大な研究が積み重ねられてきた。本質的には1次元的な軸対象の通過流解析に、高価なリグ試験で得られたデータベースによる補正と各段間のマッチングを修正し、優れた機械を生み出して実用に供されてきた。系統的に構築されてきた圧縮機設計の空気力学の全貌はCumpstyによってまとめられている⁽³⁾。また、この経過のなかで、フラッタや旋回失速、サージなどの機械の信頼性に関わる現象についても、その力学的な機構や解析モデルが展開されてきた。このように蓄積された信頼性のある実績は、1980年代以降の比較的コンパクトな数値解析モデルと90年代の大容量高速のコンピュータシステムおよび事後処理ソフトウェアの利用が進むにつれて、翼列設計にかなりの自由度が

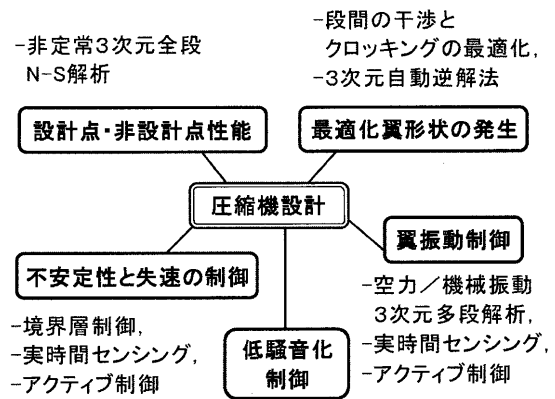


図7 圧縮機設計の要目と現在の目標

得られ、リグ試験の効率化や再設計への予見の精度が高められてきた。

図7に航空機エンジン用圧縮機の開発に際して目標とされる項目を記しておく⁽⁴⁾。非設計点ひいては旋回失速までを含む全段Navier-Stokes解析は、非定常3次元系で行われなければならないが、現状の計算機能力の下では、かなり高価な目標ではある。しかし、少数段の解析でも、これを実施することは設計の再検討や効率的なリグ試験への準備に有用なアプローチであろう。CFDの最も有効な利用の一つには、衝撃波制御翼や3次元形状翼の創生である。他の一つは、翼振動制御設計で、設計段階である程度、翼に作用する空力励振を予測することができる。特に殆ど減衰力がないプリスクローターでは重要なステップとなる。不安定性や旋回失速をリアルタイムで検知し、制御を行う試みは未だ研究段階にある⁽⁵⁾。

Navier-Stokes方程式に基づく解析モデルの発展段階の概略を図8に示しておく。設計の基本は、全段のスルーフロー解析に経験データを付加して、なるべく精度の高い第1次の翼列系を構成し、それに対して3次元段解析を行って修正するものであろう。その見地から、優れた流体力学モデルの提案が重要となる。例として、乱流拡散の実験に基づくスパン方向混合モデル（ラディアルミキシング）⁽⁶⁾や翼静圧面の圧力の接線成分の寄与に

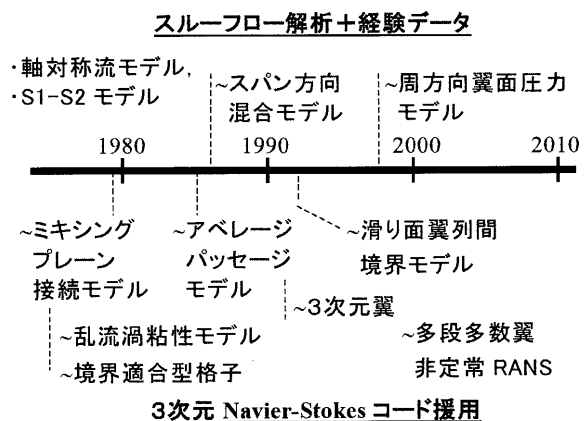


図8 多段圧縮機設計モデルの略歴

対するモデル⁽⁷⁾の導入などが挙げられる。

スルーフロー解析によって発生した第1次の翼列系に対して、翼間流れの3次元解析を行い、翼プロファイルの修正と翼列間の流出・流入流れのマッチングなどを行う。ここで、翼列間流れの接続面のモデルが必須となるが、ミキシングプレーンモデル^{(8),(9)}、アベラージュパッセージモデル⁽¹⁰⁾が提唱され、計算機負荷も小さく長らく実用に供されてきた。いずれも定常系の解析で、質量、運動量およびエネルギーのバランスを接続界面で成立させるものであるが、翼通過に対応する周期性を想定して翼間で平均するモデルである。後者のモデルでは、運動量と温度対流の非線形項について時間変動成分の積を空間平均した項を付加し、決定性 (deterministic) のある非定常項応力として導入している。その結果、上流側翼の後流や渦度がこの界面を通過することになり、界面での連続性が得られ、ニアストールまでの性能予測ができる。湾曲静翼と拡散制御動翼の最適化を含めて、PW4090の高圧圧縮機の高効率化設計に利用されている。

翼面境界層剥離や乱流渦、ハブ面流れの巻き上がりなどによる非決定性の非定常成分については、翼間平均ではなく計算格子スケールで瞬時データを下流翼側と上流翼側への転送する滑り面境界モデルが必要となる⁽¹¹⁾。ほぼ完全な形で非定常3次元乱流RANS解析を多段圧縮機設計に利用するモデルである。図9に示す解析例では設計点全圧比がリグ試験結果とよく一致していることが報告されている⁽¹²⁾。しかし、多数の演算ノードと数週間にも及ぶ演算時間を要し、非設計点性能までを把握し随意的設計修正に利用できる簡便性があるとはいえない。

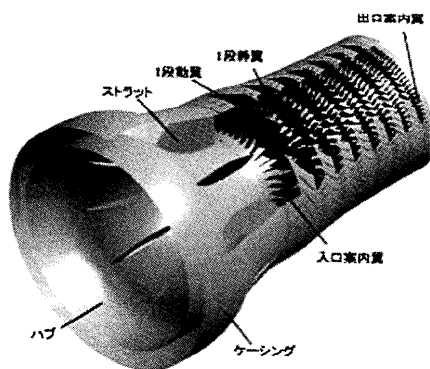


図9 7段圧縮機1/10周部分のRANS解析 (設計点)

4.2 産業用、航空機エンジン用圧縮機のトレンド

図10に、国産最大級の発電用ガスタービンに使用される軸流圧縮機の仕様を示しておく。年代ごとに段数 N_{stg} の低減化設計が図られ、タービン入口温度の高温化と大空気流量に対応して、周速は遷音速域で高速化し、圧力比 Π が増大している。1997年度(*)の機械では初段側は衝撃波制御設計が施され、高効率の高翼負荷設計を行うために、前方段に多重円弧翼 (MCA)、後方段に拡散制御翼 (CDA) が採用されるようになった⁽¹⁴⁾。最新機で

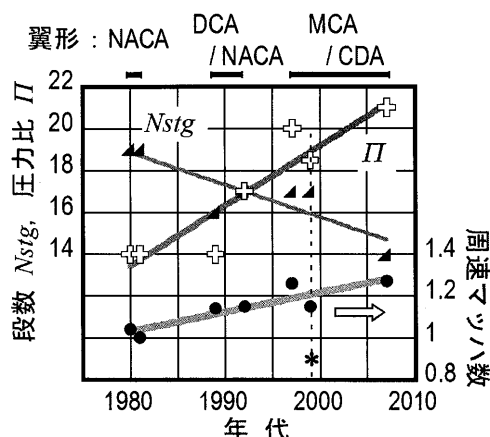


図10 大型産業用ガスタービンの圧縮機構成の変遷⁽¹³⁾

は、周速マッハ数は1.3に近く、段数は14段まで低減され、CFD技術の高精度化とともに、翼振動の制御の進歩、データベースの精密化が伺える。

国内外航空エンジン圧縮機の変遷を図11に示す。平均周速はほぼ400m/s程度に達して高速化され、ターニングを増大させて空力負荷係数 ($C_p \Delta T / U_{tip}^2$) を大きくする傾向が顕著である。最新機では、全体圧力比は50に設定されている。圧縮機効率は比較的に低負荷の1980年代の85%レベルから高負荷のもとで91%レベルまで高められ、空力設計技術の高度洗練化が伺える。

このような傾向には3次元形状翼の採用と低アスペ

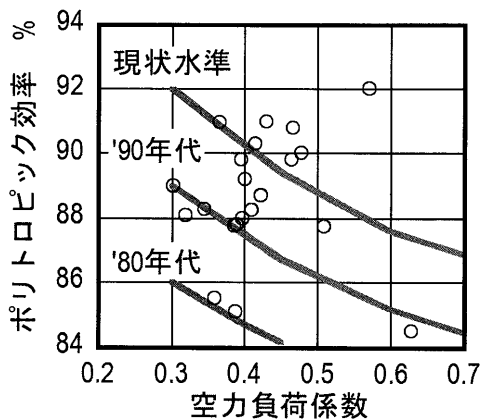
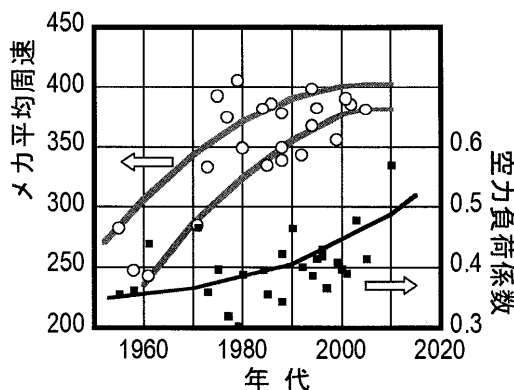


図11 航空機エンジン用圧縮機の高速度・高負荷化と効率の変遷⁽⁴⁾

クト比化が貢献している。いずれもCFDの援用により、固別に適切な形状の創生が容易となっているからである。遷音速翼では逆解法を利用して衝撃波発生位置を制御する方法がとられるが、前方スイープとダイヘドラルを組み合わせた3次元形状を創生することの利点が種々報告されている。遷音速スイープ動翼について、シュラウド壁境界層との干渉が弱い衝撃波形状が得られて数%の効率上昇となるのが早い時期に報告されている⁽¹⁵⁾。前方スイープでは、翼間通路内の衝撃波形状はブロッケーの小さい良好な形状となって、圧力上昇と効率は高く失速余裕も大きくなるが、後方スイープではいずれも悪化することが実験的に確認されている⁽¹⁶⁾。また、BR710エンジンのセクターに利用する目的で行われた前方スイープと正ダイヘドラルを組み合わせた静翼の調査において、ラディアルミキシングの促進、半径方向負荷分布の改善、内部損失分布の改善、圧力比の増大などの効果が認められている⁽¹⁷⁾。

4.3 亜音速ステージでの高負荷化

高圧段後方の亜音速翼については、高負荷化を図りながら、失速余裕を拡大する設計に注力されている。翼高さが小さく、翼端隙間が不確定になりやすい構造の箇所であることに配慮しなければならない。

単純に前方スイープ翼を導入すると、微小翼端隙間では失速マージンが非常に大きくなるが、低流量での圧力損失が大きく、実用的な翼端隙間では、対隙間感度は非スイープのラディアル翼の感度以上に高くなるのが報告されている⁽¹⁸⁾。スイープ角度の半径方向分布を改善し、多少ディフュージョン係数を低下させる設計により、失速マージンは大きく、対隙間感度も非常に小さくなる。

筆者の1名が非常に単純な設計で調査した動翼のスイープ効果を図12に示しておく⁽¹⁹⁾。スイープ翼(SWP)では、最小の翼端隙間の場合、流量低下に対してミッドスパンでの損失増大が翼端損失の増加を抑制し、翼端失速の発生はかなり低流量側に移動する。しかし、ミッドスパン損失の流れは負圧面剥離の振動を伴い、圧力上昇の低下を招く。翼端隙間が大きい場合、翼端漏れ渦が支配する失速となり、ラディアル翼(RAD)と同様の特性を示す。

Rolls-Royce社、Cambridge-Whittle Lab.およびCranfield大学の共同によって、Trent500エンジン圧縮機の開発がなされた。低速および高速のリグ試験結果をもとに、動翼および静翼のマッチングをとりながら、それぞれについてスイープおよびダイヘドラルの3次元形状をCFD援用の元で精密に再設計し、効率向上と段圧力上昇の増加を達成している⁽²⁰⁾。

新しい圧力上昇機構として、翼間流路高を流れ方向に拡大して静圧上昇をはかり、翼の転向角を小さくするディフューザーパッセージ動翼(DP動翼)が提案され、成立性が検討されている⁽²¹⁾。正・負圧面間の圧力差が小

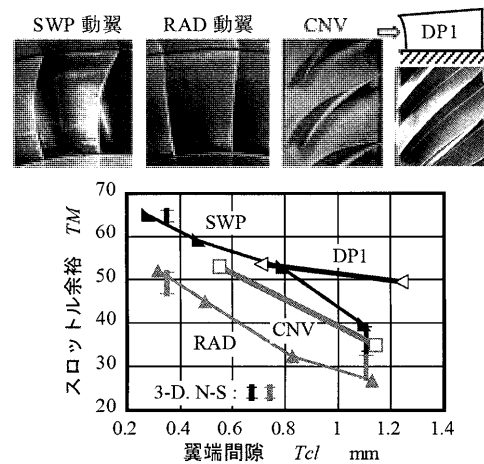
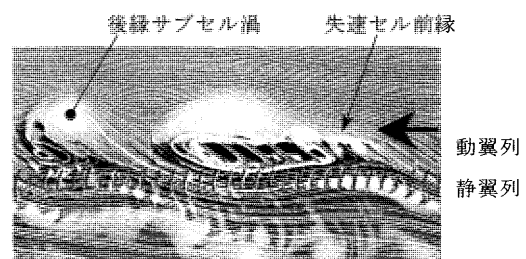


図12 試作ローターのスロットル余裕

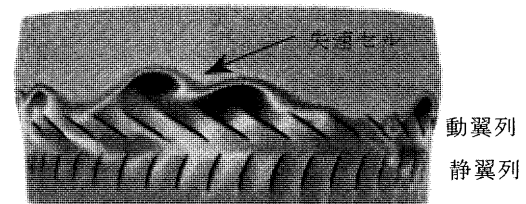
さく、翼端漏れ流れが抑制されるという概念に基づく。低速リグ試験では従来型翼(CNV)より高い圧力上昇が得られ、図12に示すように失速マージンはかなり拡大され、対隙間感度も低い結果となっている。通常翼では高圧部後方段で翼高さが極めて小さくなり、構造上の制約が生じるが、DP形翼ではこれを回避できる利点もある。

4.4 エアロメカ-振動モード、空力荷重の多様性

高速高負荷化、3次元形状、低アスペクト比化、プリスクの採用など多様な変化に対応して、翼励振力の評価や応答解析には、非定常空力解析と空力弾性解析が併行して行われる。増大コード長でのパネルモード共振対策、クロッキング応答力の低減化などを考慮した翼設計が報告されている。減衰項が小さいプリスクについて、|ストラット|IGV|ローター|系の全周解析がなされているが、振動計算格子の発生から始まるエアロメカ解析システムの系統的な構築に10年超がかけられている⁽²²⁾。



(a) 2次元非定常動・静翼解析 [1997]⁽²³⁾
動翼18 / 静翼30枚、ローター相対流線と温度分布。



(b) 3次元非定常遷音速動・静翼列解析 [2007]⁽²⁴⁾
36動翼 / 46静翼、エントロピー分布。

図13 非定常N-S解析による旋回失速セルの渦形態

残る課題の一つは旋回失速時における変動負荷と翼の応答を予測することであろう。図13 (a) に筆者らが二次元解析によって得た旋回失速セルの構造を示す。静翼との干渉により、失速セルはサブセル渦で構成され、これが合体や分離を繰り返す際に翼に作用する揚力やモーメントは大きく逆方向に反転する。直近の報告〔図13 (b)〕でも、二次元解析と同様のサブセル構造が現れている。旋回失速解析の計算負荷は極めて大きく、3次元非定常解析と空力弾性解析の挑戦的な課題でもある。

5. あとがき

ガスタービン軸流圧縮機について、実用化初期の段階での設計方法から現在のCFD援用による多様な開発までを述べたが、系統的に信頼性を蓄積してきた豊富な経験的データベースと大規模な数値解析が有機的に連携し、各段階での精密なリグ試験を経て、高性能高信頼性の機械が開発される。このような多角性を確保するには、開発企業、研究機関そして大学の連携が不可欠と思われるが、ムーンライト計画の先導性が再現するような状況をわが国で望むことは難しいことのようにも思われる。

最近の実績資料については、三菱重工業高砂製作所関直之氏およびIHI航空宇宙事業本部加藤大氏のご協力によるものである。記して謝意を表する。

参考文献

- (1) 「ガスタービン・ジェットエンジン・ロケット」, 熱機関大系4, 山海堂,
- (2) 機械工学便覧改定第5版「第10編空気機械, 第4章軸流送風機および軸流圧縮機」, 日本機械学会, 1966.
- (3) Cumpsty, N.A., "Compressor aerodynamics", Longman Scientific & Technical, England, 1989.
- (4) 今成邦之, 「圧縮機設計技術の動向と展望」, 日本ガスタービン学会創立30周年記念ガスタービン講演会, 講演論文集, 2002, pp. 39-48.
- (5) Tahara, N., et al., "Early Stall Warning Technique for Axial-Flow Compressors", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 129, 2007, pp. 448-456.
- (6) Gallimore, S.J., "Spanwise Mixing in Multistage Axial Flow Compressor: Part II- Throughflow Calculations Including Mixing", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 108, 1986, pp. 10-15.
- (7) Gallimore, S.J., "Viscous Throughflow Modeling of Axial Compressor Bladerows Using a Tangential Blade Force Hypothesis", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 120, 1998, pp. 662-670.
- (8) Dawes, W.N., "Toward Improved Throughflow Capability: The Use of Three-Dimensional Viscous Flow Solvers in a Multistage Environment", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 114, 1992, pp. 8-17.
- (9) Denton, J.D., "The Calculation of Three-Dimensional Viscous Flow Through Multistage Turbomachines", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 114, 1992, pp. 18-26.
- (10) Rhie, C.M, et al., "Development and Application of a Multistage Navier-Stokes Solver: Part I and Part II", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 120, 1998, pp. 205-223.
- (11) Gundy-Burlet, K.L. et al., "Temporally and Spatially Resolved Flow in a Two-Stage Axial Compressor: Part 2 - Computational Assessment", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 120, 1991, pp. 227-232.
- (12) 今成邦之, 「圧縮機設計におけるCFD解析」, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 32, No. 4, 2004, pp. 16-24.
- (13) 三菱重工業(株) 高砂製作所資料より整理.
- (14) 梅村直 他, 「最新鋭1500℃級ガスタービン開発・運転状況」, 三菱重工技報, Vol. 35, No. 1, 1998, pp. 2-5.
- (15) Hah, C. and Wennerstrom, A.J., "Three-Dimensional Flowfields Inside a Transonic Compressor With Swept Blades", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 113, 1991, pp. 241-251.
- (16) Wadia, A.R., et al., "Inner Workings of Aerodynamic Sweep", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 120, 1998, pp. 671-682.
- (17) Gummer, V., et al., "Using Sweep and Dihedral to Control Three-Dimensional Flow in Transonic Stators of Axial Compressors", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 123, 2001, pp. 40-48.
- (18) Scott McNulty, G., et al., "The Impact of Forward Swept Rotors on Tip Clearance Flows in Subsonic Axial Compressors", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 126, 2004, pp. 445-454.
- (19) Outa, E., et al., "Aerodynamic Features of a High-Cambered Forward-Swept Blade Flow at Subsonic Compressor Operation", Proc. of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo, Paper IGTC 2007 Tokyo TS-050, 2007.
- (20) Gallimore, S.J., et al., "The Use of Sweep and Dihedral in Multistage Axial Flow Compressor Blading - Part I: University Research and Methods Development, Part II: Low and High-Speed Designs and Test Verification", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 124, 2002, pp. 521-532, 533-541.
- (21) Kato, D., et al., "Development of Diffuser Passage Compressor for Improved Performance Robustness against Tip-Clearance Flows", Proc. of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo, Paper IGTC 2007 Tokyo TS-052, 2007.
- (22) Peitsch, D., et al., "Unsteady Flow Investigations and Their Recent Challenges in Compressor Design", Proc. of GT2005, ASME Turbo Expo 2005, June 6-9, 2005, Reno-Tahoe, Nevada, Paper GT2005-68179.
- (23) 加藤大, 大田英輔, および千葉薫, 「圧縮機動翼列・静翼列システムの過渡流れに関する二次元圧縮性N-S方程式の数値解析 (第3報)」, 機論集 (B編), 63巻, 614号, 1997, pp. 69-77.
- (24) Chen, Jen-Ping, et al., "Pre-stall Behavior of a Transonic Axial Compressor Stage via Time-Accurate Numerical Simulation", Proc. of GT2007, ASME Turbo Expo 2007, May 14-17, 2007, Montreal, Canada, GT2007-27926.

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

「タービン」(伝熱を中心に)

吉田 豊明*¹
YOSHIDA Toyoaki

キーワード：航空エンジン，産業用ガスタービン，高温タービン，冷却効率，空気冷却，蒸気冷却，水冷却

1. はじめに

ガスタービンではタービン入口温度 (= 燃焼器出口温度, TIT) を高くするほど出力, 熱効率が向上することが原理的に知られている。この高温化は主として, タービン翼など高温部材の耐熱性, 冷却技術の向上によって達成される。ガスタービンの発達はTITの向上と密接に関係している。ここでは, 冷却技術の発達プロセスについて概観する。

タービンの冷却技術 (伝熱問題) についてはこれまで学会誌特集, セミナー, 調査研究, シンポジウムなどで数多く取り上げられてきたが, 最近では昨年の学会誌に特集が掲載され, 冷却技術の最新の情報が紹介されているので是非参照されたい⁽¹⁾。この文献⁽¹⁾の巻頭 (P.133) にTITの年代変遷を掲げた。本稿ではこの図 (TIT-Year) を引用しながら話を進める。

タービン翼, 燃焼器ライナーなど高温部材の耐熱性を議論する際には, 温度, 熱流束, 熱伝達率の値が基

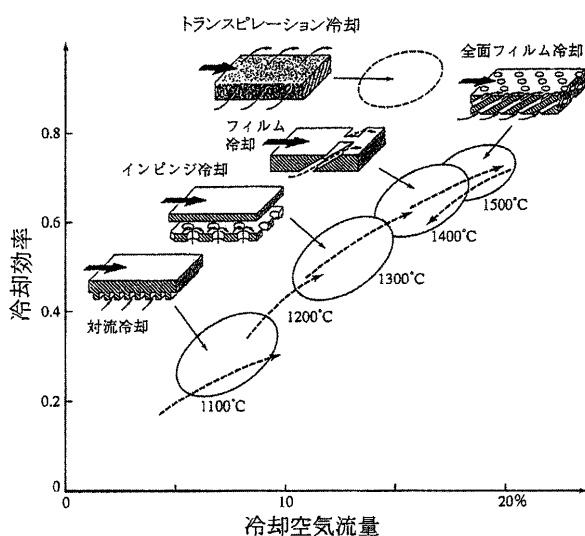


図1 冷却効率と冷却空気流量比の関係

原稿受付 2008年2月15日

* 1 東京農工大学 大学院 工学府 機械システム工学専攻
〒184-8588 小金井市中町2-24-16

礎データとなる。部材温度 (T_w) はガス温度 (T_g) と冷却空気温度 (T_c) の中間になるので, 次の冷却効率 (η) を定義して冷却技術評価の指標としている, $\eta = (T_g - T_w) / (T_g - T_c)$ 。

冷却効率は0と1の間にあり, 1に近いほどよく冷却されている。図1に冷却構造のタイプ別に見た冷却効率と冷却空気流量の関係を示す。この図は冷却構造のタイプの発達の順序を表し, 冷却空気の消費量は構造の発達と共に増大していることを示す。また, 次項以後でわかるように, それぞれの冷却構造のタイプにおいても時代の経過とともに発達している。

2. 航空エンジン

ジェットエンジンが実用化されて間もない1940年代の初頭からドイツでは材料節約, 耐熱性向上のため冷却翼が適用されている (図2参照)⁽²⁾。Jumo004 (図2-(a), 1941, TIT=775°C) では静翼, 動翼ともに中空 (ホロー) とし最も単純な対流冷却を行っているが, それでも最初の実用エンジンHeS3Bの中実翼に比べTITが約80°C上昇している。BMW003-A2 (図2-(b), 1943, 780°C) では冷却構造が進歩し, 中空部にインサートを挿入して冷却空気通路を狭くし, 伝熱の促進を図っている。

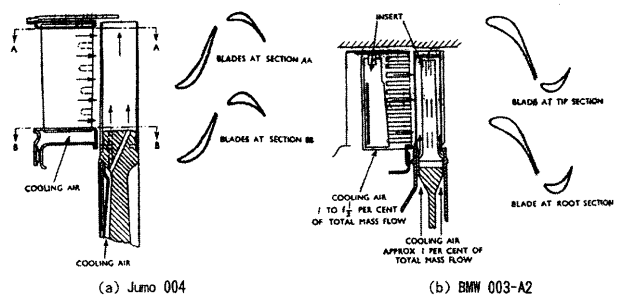


図2 1940年代初頭のドイツのタービン空冷翼

1940年代, フランスでは静翼にフィルム冷却が適用されたことも知られている。これら初期の冷却翼は製造・加工法が熟していなかったため, 十分な構造強度が得

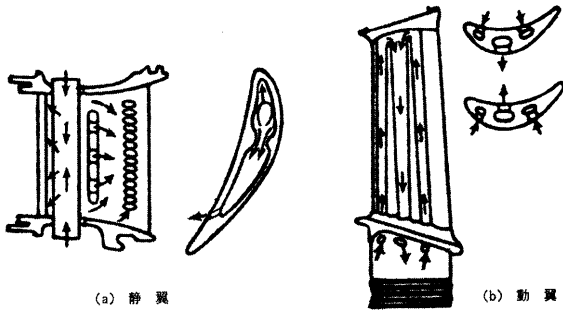


図3 Conwayの冷却翼

られず、試験的な適用にとどまっていた。その後、約10年を経て、耐熱材料の開発、鍛造、精密鍛造、放電加工、電解加工などの技術の開発が行われ、実用的な冷却翼が生まれた。図3はロールスロイス (RR) 社が世界に先駆けて実用化したConwayエンジンの冷却翼 (1953, 900°C) である⁽³⁾。このエンジンは最初のターボファンエンジンであり、1950年代末、DC8, B707に搭載された。静翼は対流冷却とインピンジメント冷却が行われており、動翼ではリターンフローのある対流冷却を行っている。

その後、冷却翼の材料、加工技術は着実に発達し、1960年代になってジャンボジェット機用高バイパス比ターボファンエンジンの出現とともに冷却技術は目覚ましく発達するようになった。これらの代表的なエンジンはGE社のCF6, プラット&ホイットニー (PW) 社のJT-9D, RR社のRB211というエンジンシリーズであるが、ここでは系統的な情報のあるJT-9D系エンジン (B747, DC-10に搭載) を例に冷却構造の発達を見てみる⁽⁴⁾。

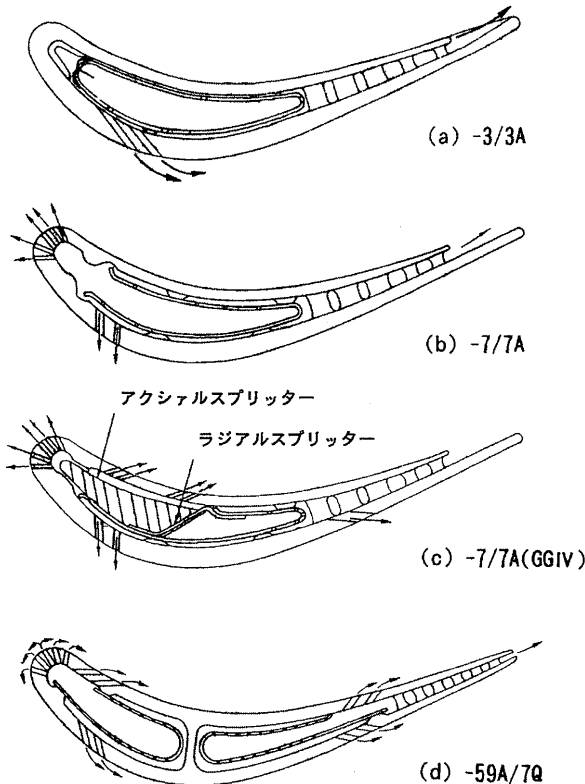


図4 JT-9D第1段静翼の冷却構造

図4はJT-9D第1段静翼冷却構造の変遷のいくつかを示す。最初の冷却翼の図 (a) -3/3A (1970, 1141°C) ではインピンジメント冷却, 対流冷却の一種であるピンフィン冷却, 及びフィルム冷却が適用されている。図 (b) -7/7A (1971末, 1249°C) では前縁にフィルム冷却 (シャワーヘッド) が適用され約100°Cの温度上昇が得られた。図 (c) -7/7A (GGIV) (1974末, 1267°C) では冷却空気の入り込みを防止するスプリッターを設け、さらにフィルム冷却を増強して耐久性を向上させている。図 (d) -59A/7Q (1976春, 1360°C) では前室, 後室の隔壁設置, フィルム冷却の多用を図り、高温化と耐久性を獲得している。文献(4)は、これらの詳細, 及び第1段動翼, 第2段動静翼について解説がある。

1970年代後半, 米国ではNASAを中心にE³ (Energy Efficient Engine) エンジンのプロジェクトが始められ, GE社とPW社が競合して当時画期的な性能のエンジンを開発した^{(5),(6),(7)}。図5はGE社の第1段静翼冷却構造を示す (1984, 1365°C)。翼前縁部の全面フィルム冷却, 翼上下端面のフィルム冷却が特徴となっている。

図6はPW社の第1段動翼を示す (1984, TIT=1369°C)。インサートなしで乱流促進用のリップをつけたリターンフロー (サーペンタイン) 通路が特徴となっている。前縁のシャワーヘッド, 後縁のピンフィンペダスタルと組合せた構造は先進的な第1段動翼の先駆けをなすものであ

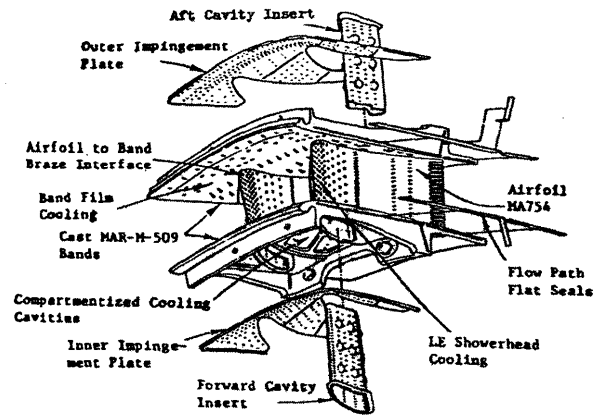


図5 E³エンジン第1段静翼 (GE)

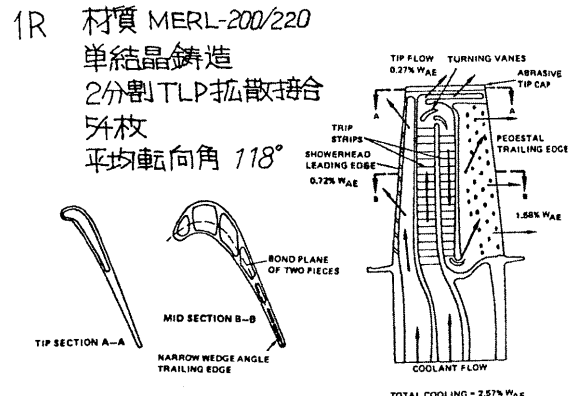


図6 E³エンジン第1段動翼 (PW)

り、これ以後、現在に至るも基本的には変わらない。

GE社では一方向凝固(DS)法による精密鑄造法が採用されたが、PW社では単結晶(SC)法が採用され、二分割液層拡散接合により製作された。DS、SCはその後実用技術へと発達した。

冷却技術は大型の高バイパス比ターボファンエンジンにおいて最先端の技術が発達し、中小型航空エンジン、産業用ガスタービンに波及するようである。1990年代になって、JT-9D、CF6、RB211など第1世代エンジンに替わる第2世代のエンジンGE90、PW4000、TRENT800などのシリーズが開発され、現在活躍している。さらには近年、超大型旅客機A380用にGP7200、TRENT900シリーズが開発されている⁽⁸⁾。筆者の知る限り、これらエンジンの冷却翼の構造がわかる公開資料はない。研究開発プロジェクト情報、特許、関連基礎研究などから現在最先端の冷却翼のおよその傾向は推定されるので、次章で述べたい。

3. 我が国の冷却翼研究

我が国の冷却翼に関する研究は、東大、船舶技研(現海技研)において1950年代後半に始まったものと思われる。図7は東大工学部西協研で研究された冷却翼で、小孔から吹出しのある木製の翼で翼表面の温度分布が計測されている⁽⁹⁾。縦軸の値は $T_0=T_g$ 、 $T_1=T_c$ だから冷却効率 η を用いると $\eta/(1-\eta)$ に相当する。その他、スリットからの吹出し、フィルタ紙を用いた全面吹出し(図1トランスピレーション冷却に相当)も研究された⁽¹⁰⁾。

船舶技研では外表面の熱伝達率⁽¹¹⁾、後縁吹出し⁽¹²⁾の研究などが行われた。その後、浸出冷却、フィルム冷却の研究が同志社大⁽¹³⁾、岐阜大⁽¹⁴⁾、機械試験所(現産総研)⁽¹⁵⁾などで行われた。

航技研(現JAXA)では、実機の航空エンジン開発が1963年度から開始され、1967年度から高温タービンの特別研究が始まって、実機の冷却翼が段階を踏んで開発された⁽¹⁶⁾。(余談:筆者は1967.4入所)

図8に特別研究におけるステップを示す。N11はリフ

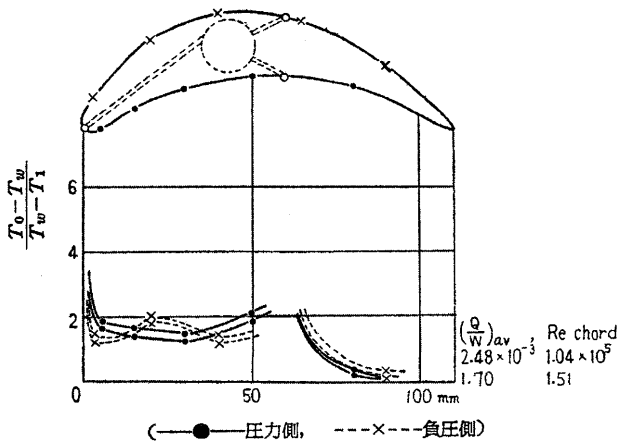


図7 東大西協研の冷却翼研究

ノズル翼		動翼	
N11	平均径の翼弦長:50mm 材質 AMS5540 板金	R11	平均径の翼弦長:28mm 材質 U500 鍛造
N21	平均径の翼弦長:32mm 材質 U500 板金	R21	平均径の翼弦長:19mm 材質 IN100 精密鑄造
N22	材質 X40 精密鑄造	R22	材質 IN100 精密鑄造
N32	材質 X40 精密鑄造	R31	材質 René 80 精密鑄造
N33	材質 X40 精密鑄造		

試験体名称	タービン翼の組合せ	タービン入口温度
第1次(NHT111)	N11-R11	950℃
第2次(NHT211)	N21-R21	1,050
第3次(NHT212)	N21-R22	1,100
第4次(NHT222)	N22-R22	1,150
第5次(NHT232)	N23-R22	1,170
第6次(NHT321)	N32-R31	1,200
第7次(NHT331)	N33-R31	1,250

図8 航技研の冷却翼研究

トジェットエンジンJR100の静翼を空冷翼としたもので、板金製であり、インサートを挿入して対流冷却を適用している(1970, 950℃, JR220, 動翼は無冷却)。

これは我が国で初めて実機に採用された冷却翼であり、無冷却に比べTIT=100℃上昇を実現した。冷却翼の出発点はTIT-Yearの変遷を見ると欧米に比べ15~20年遅れていた。図中の第2次以後はターボファンエンジンFJR710の第1段静翼、動翼に適用するため、高温タービン試験装置を用いて、先行的に段階を踏んで開発された冷却翼を示す。静翼ではインピンジメント冷却、フィルム冷却、ピンフィン冷却が適用されている。動翼では無冷却から対流冷却、ピンフィン冷却翼へと発展したが、実機ではリターンフロー形式の翼が採用された。これら研究をもとにFJR710/10(1972, 1080℃), FJR710/20(1975, 1150℃), FJR710/600(1977, 1250℃)が実現された。なお、FJR710エンジンは通産省工技院(現経産省)の国家プロジェクトで、航技研とエンジン3社(石川島播磨重工業(株)(現IHI)、川崎重工業(株)、三菱重工業(株):後にジェットエンジン技術研究組合を構成)に研究開発が委託されたものである。/600エンジンは/600Sとしてさらに改良され航技研の短距離離着陸機「飛鳥」に搭載された⁽¹⁷⁾。実機の静翼では背側にセラミック遮熱コーティングも適用された。TIT=1250℃レベルになって当時の世界的な水準に達し

たものと思われる。

我が国の冷却翼の発展はその後、同じく通産省工技院の国家プロジェクト“高効率ガスタービンの研究開発”において引き継がれた(1978~1987)⁽¹⁸⁾。このプロジェクトには我が国のガスタービンメーカーがこぞって参加し技術研究組合が構成された。開発は1300℃級パイロットプラント (AGTJ-100A), 及び1400℃級プロトタイププラント (AGTJ-100B) が段階的に行われた。

冷却翼に関しては、航技研では基礎研究として微細冷却空気通路を有する拡散接合翼, ピンフィン型冷却翼などの開発研究が行われ, 組合では設計支援研究, 高温高速タービン回転試験装置 (HTDU), 実証プラントなどによる実機翼の開発研究がなされた。AGTJ-100Aでは第1段静翼はインサートを用いたインピジメント冷却, フィルム冷却が採用され(図4 (d) と類似), 第1段動翼はリターンフロー式フィルム冷却併用翼が採用された(1986, 1310℃)。AGTJ-100Bでは第1段動静翼ともにフィルム冷却を抑制し, 大幅にセラミック遮熱コーティングを取り入れた。動翼ではリターンフロー型とピンフィン型との両方の有用性が検証された(1988, 1400℃)。これらのTITは当時世界で最先端のレベルに達した。このプロジェクトにより, 参加したガスタービンメーカーの技術ポテンシャルは冷却技術に限らず格段に上昇し, その後の各社独自のガスタービン開発に寄与した。なお, 1980年代世界的に広く研究が行われた酸化物分散強化型の耐熱合金材料とその拡散接合技術はその後発展が見られない。これは, Ni基超耐熱鋳造合金材料, 精密鋳造技術, セラミック遮熱コーティング技術, レーザによる冷却孔加工技術などが進歩したことによるものと思われる。

その後1990年代, さらなる冷却技術の発展において大きな役割を果たしたのは, 通産省-NEDOの国家プロジェクト“超音速輸送機用推進システムの研究開発 (HYPR)”である⁽¹⁹⁾。このプロジェクトの実証エンジン開発はエンジン3社を母体とする技術研究組合を中心に1989~1998に行われた。ターボエンジンのTITは1600℃レベル, 1700℃レベルが段階的に目標設定された。これは当時(今日でも)世界的に見て最先端の高い温度である。

図9に1600℃レベルHYPRエンジンの第1段動静翼の冷却構造を示す(1995, 1600℃)。静翼はインサートを用い, インピジメント冷却, フィルム冷却を適用, 動翼ではインサートなしでリターンフロー(サーペントイン)通路による対流冷却とフィルム冷却を併用している。これらの冷却構造は既に見たように, JT-9D, E³, FJR710, AGTJエンジンなどの最新型と共通の構成となっているので, 空気冷却翼の基本構造といえよう。しかしながら, HYPRではより多くの冷却空気を使い, インピジメント冷却, フィルム冷却, 対流冷却が増強されている。フィルム冷却は全面に適用され, 冷却孔が末広がり状のいわゆるシェイプトホールになっている

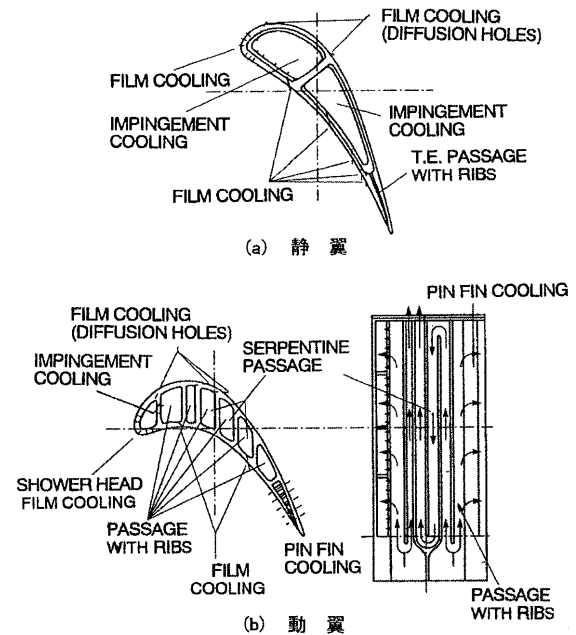


図9 HYPRエンジンの第1段冷却翼

部分もあることが特徴である。1700℃レベルのHYPRではさらにシェイプトホールが増強されている(1998, 1700℃)。

このプロジェクトは“環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発”(ESPR)に引き継がれ1999~2004に実施された⁽²⁰⁾。第1段静翼に関しては, TITレベルを変えないで冷却空気流量を削減できる冷却構造の研究が行われた。図10に取り上げられた複合冷却構造の概念を示す。この構造は従来のインピジメント冷却, フィルム冷却に加えピンフィン冷却を複合化し, 全体を微細化してトランスピレーション冷却のような冷却効果を得ようとしたものである。

IHIとJAXAの共同研究による高温風洞試験で, 冷却性能的には目的に叶うものであると検証された。しかしIHIによる微細構造の試作研究では実用技術化には至らなかった。

第1段動翼に関しては, 物質・材料研究機構(NIMS)とIHIで開発されたTMS-138単結晶合金や, 最新のセラミック遮熱コーティング施工技術の実機による検証が行われた(2004, 1650℃)。

産業用ガスタービンの高温化はジェットエンジンに比べて少し遅れて発達し, 大型ガスタービンにおいて先行的に高度な冷却構造が適用された。その進歩を示す代表

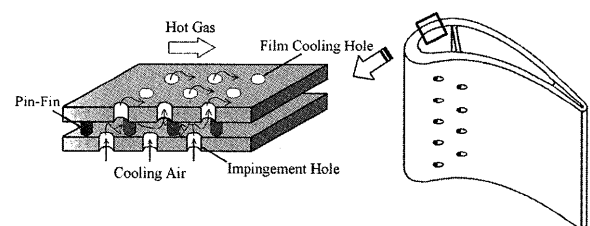


図10 複合冷却構造の概念図

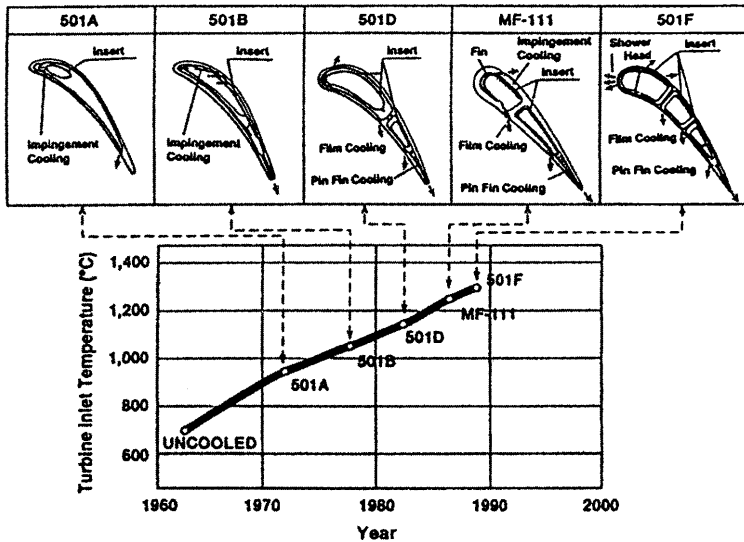


図11 大型産業用ガスタービン501シリーズの第1段静翼

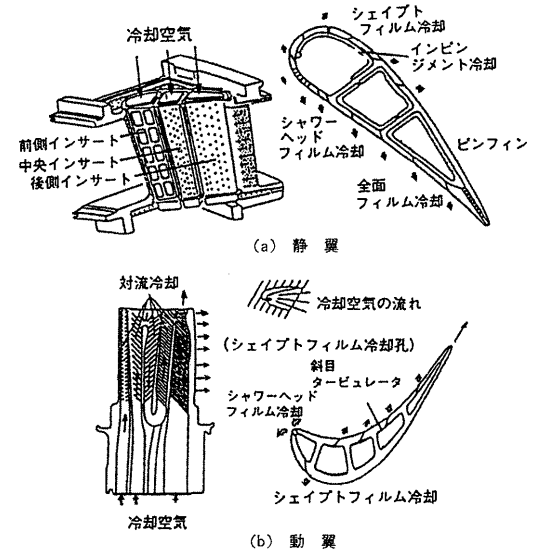


図12 501Gガスタービンの第1段冷却翼

的な例を図11に示す⁽²⁾。これは三菱重工業(株)社製の501シリーズの第1段静翼の変遷であり、無冷却からインピンジメント冷却、ピンフィン冷却、フィルム冷却、前縁のシャワーヘッドフィルム冷却へと発達し、各タイプが実現したTITレベルとその年代を見ることができる。図には示していないが、動翼はシンプルな丸穴による対流冷却からリターンフロー形式でシャワーヘッド、フィルム冷却、ピンフィン冷却を採用した翼まで発達している。このシリーズはさらに“G”、“H”タイプへと発展する。

図12に501Gの第1段冷却翼を示す。フィルム冷却はほぼ全面に適用され、冷却孔がシェイプトホールになっている。またリターンフローのサーペンタイン流路では対流冷却を増強させるための乱流促進用タービュレータが設けられている(1997, 1500°C)。

大型産業用ガスタービンの開発においては、さらに2004年から4年間のスケジュールで1700°C級高効率ガスタービンの要素技術開発が国家プロジェクトで実施されている⁽²⁾。図13に第1段タービン静翼の冷却構造の概念図を示す。その特徴としては、高性能フィルム冷却、低圧損リターン構造、微細冷却構造、高性能タービュレータが適用され、蒸気冷却と空気冷却のハイブリッド冷却構造となっている。

GE-東芝系のコンバインドサイクルで運用される大型ガスタービンH-Systemは1500°C級であり、第1、2段静翼、動翼に回収型蒸気冷却を適用している^{(23),(24)}。これは世界で初めて2003年に実用化された蒸気冷却翼である。

図14に第1段静翼の冷却構造を模式的に表す。左側の(a)は1300°C級の空気冷却翼であり、右側の(b)にH-Systemの蒸気冷却翼を示す。蒸気は回収され、蒸気タービン系で作動流体に使用される。主流ガス中に吹き出すことがないため主流高温ガスの温度低下が100°C以上抑制される。

冷却媒体として蒸気、水、水素、液体金属と空気を同

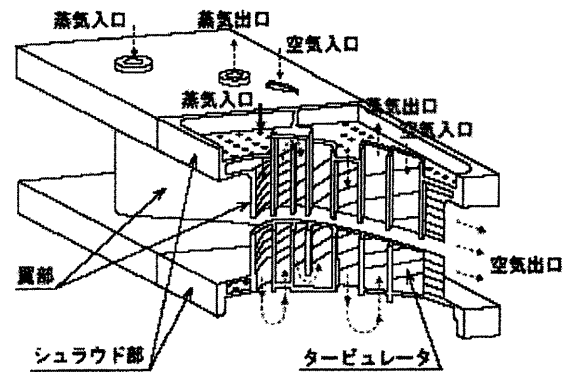


図13 1700°C級ガスタービンの第1段静翼概念図

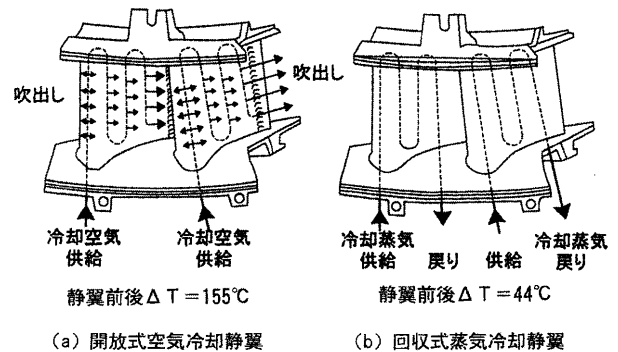


図14 GE H-System第1段静翼の冷却構造概念図

じ質量流量で比較すると、物性値、相変化利用など伝熱を支配する因子の点で前者の方が有利である。物性値の特質としては、前者は比熱が大きく、粘性係数が小さいこと、熱伝導率が高いことなどがその理由である⁽²⁵⁾。このような冷却媒体の特徴は早くから認識され、古く1940年代から現在まで多くの基礎研究やプロジェクトによる研究開発がなされてきたが、1980年代までは実用技術にならなかった。1980年代半ばよりタービン入口温度高温化の進展、コンバインドサイクル化などが契機となって蒸気を用いた動静翼のクローズド冷却の検討がな

され、1990年代初期には実用に向けて先端的なプロジェクトが開始された。

TIT1500℃レベルの高効率ガスタービンに関しては、東北電力(株)とGTメーカー3社(株東芝、(株)日立製作所、三菱重工業(株)の共同研究開発が1989-1995に行われ、蒸気冷却を適用したタービン翼⁽⁶⁾、燃焼器⁽⁷⁾が開発された。米国ではエネルギー省(DOE)の支援によるAdvanced Turbine Systemプロジェクトが1993-2000に行われた。ここではクローズド蒸気冷却がその主要技術の一つになっている。

TIT1700℃レベルの高効率ガスタービンに関しては、エネルギー資源の将来動向、地球環境保全への関心が深まって、水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術の研究開発(WE-NET)がNEDOの主導のもとで1993-1998に進められた⁽⁸⁾。タービン翼に関しては、(株)日立製作所は水冷却方式静翼と蒸気冷却方式の動翼を開発し⁽⁹⁾、(株)東芝は空気/蒸気ハイブリッド冷却方式の動静翼を開発した⁽³⁰⁾。

いずれも、ほぼ全面にわたりセラミック遮熱コーティング(TBC)を適用している。図15は(株)日立製作所で研究された水冷却静翼である。翼本体を熱伝導率の高い銅合金で製造し、表面近くに多数の小さい冷却孔を配置、冷却効率0.9以上を実現するという。これら水/蒸気冷却翼はその性能は検証されたが、実用には至っていない⁽³¹⁾。

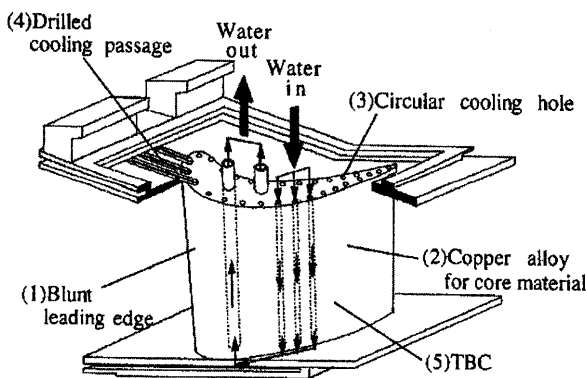


図15 1700℃級水冷却静翼の概念図

4. おわりに

タービン翼の冷却技術の進歩は、TITレベル1700℃に達し、かなり成熟化してきたが、なお個々の冷却方式において技術の進歩が期待され、多くの研究がなされている。材料加工技術、セラミック遮熱コーティング技術の進歩と相まって、2000℃レベルまで到達されるかもしれない。

参考文献

- (1) 「ガスタービンにおける伝熱・冷却」特集, 日本ガスタービン学会誌, 35-3, (2007-5)
- (2) 能瀬弘幸, 日本ガスタービン学会誌, 9-33, (1981-6), p.30
- (3) 松木正勝, 高原北雄, 超高温研究, 11-2, (1974-6), p.101
- (4) 中井盛男, 日本ガスタービン学会誌, 8-29, (1980-6), p.22
- (5) GE, Energy Efficient Engine, NASA CR-135444, (1978-9)
- (6) PW, Energy Efficient Engine, NASA CR-159487, (1980-6)
- (7) 高原北雄, 吉田豊明, 日本ガスタービン学会誌, 8-29, (1980-6), p.33
- (8) "Aerospace Source Book", Aviation Week & Space Technology, 166-3, (2007-1), p.134
- (9) 西脇仁一, 日本機械学会誌, 64-504, (1961-5), P.156
- (10) 西脇仁一, 槌田 昭, 平田 賢, 日本機械学会論文集, 27-180, (1961-8), p.1285
- (11) 須之部量寛, 三輪光砂, 森下輝夫, 宗像良幸, 第22回運研研究発表会講演概要, (1961-11), p.67
- (12) 森下輝夫, 宗像良幸, 野村雅宣, 第2回船研研究発表会講演概要, (1964-5), p.28
- (13) 吉川進三, 仲谷幸正, 日本機械学会論文集, 31-223, (1965-3), p.434
- (14) 馬淵幾夫, 日本機械学会論文集, 30-219, (1964-11), p.1369
- (15) 山家譲二, 慈道守男, 日本機械学会論文集, 31-227, (1965-7), p.1134
- (16) 航空宇宙技術研究所原動機部, 空気冷却高温タービンの研究, (1978-12)
- (17) 日本ガスタービン学会, 日本のガスタービンの歩み, (2002-5)
- (18) 「高効率ガスタービン」特集, 日本ガスタービン学会誌, 15-59, (1987-12)
- (19) 「超音速輸送機用推進システム研究開発(HYPR)特集号」, 石川島播磨技報, 40-2, (2000-3)
- (20) 「環境適合型次世代超音速推進システム」特集, 日本ガスタービン学会誌, 32-5, (2005-9)
- (21) 武石賢一郎, ガスタービンの高温化と冷却技術, 調査研究委員会成果報告書, 日本ガスタービン学会, (1997-3), p.229
- (22) 塚越敬三, 六山亮昌, 福泉靖史, 正田淳一郎, 岡田郁生, 伊藤栄作, 1700℃級ガスタービンの開発, ガスタービンセミナー・第35回資料集, 日本ガスタービン学会, (2007-1), p.1
- (23) Matta,R.K., Mercer,G.D., Tuthill,R.S., GE Power Systems, GER-3935B, (2000-10)
- (24) 大久保貴司, 日本ガスタービン学会誌, 31-3, (2003-5), p.161
- (25) 吉田豊明, ガスタービン高温化技術の最近の話題と展望, ガスタービンセミナー・第30回資料集, 日本ガスタービン学会, (2002-1), p.1
- (26) Nomoto,H., Koga,A., Itoh,S., Fukuyama,Y., Otomo,F, Shibuya,S.,Sato,M., Kobayashi,Y., Matsuzaki,H., ASME Jr. of Engineering for Gas Turbine and Power, 113, (1997), p.624
- (27) Sato,M., Kobayashi,Y., Matsuzaki,H., Aoki,S., Tsukuda,Y., Akita,E., ASME Paper 95-GT-407, (1995)
- (28) Mouri,K., Arai,N., Taniguchi,H., Maekawa,H., IJPGC'98 Vol.1, (1998), p.433
- (29) Kizuka,N., Sagae,K., Anzai,S., Marushima,S., Ikeguchi,T., Kawaike,K., ASME Paper 98-GT-345, (1998)
- (30) Okamura,T., Koga,A., Itoh,S., Kawagishi,H., ASME Paper 2000-GT-615, (2000)
- (31) 福山佳孝, 大北洋治, 吉田豊明, ガスタービン 3.1項, 教育シンポジウム教材, 日本ガスタービン学会, (2006-7), p.1

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

燃焼器

田丸 卓*¹
TAMARU Takashi

キーワード：航空エンジンaeroengine, ガスタービンgas turbine, 燃焼器combustor, 排出emission, NOx低減NOx reduction, 開発development, 歴史history

1. はじめに

ガスタービンは1940年代から航空用として急速な発達を遂げた。特にその燃焼器はそれまで用いられてきたボイラ等の燃焼装置と較べて桁違いの高負荷燃焼と軽量化が求められた。

ガスタービンにおける燃焼器の役割はまず温度上昇である。圧縮機から送られる高速かつ大量の空気の流れの中で燃料を安定に燃焼させる必要がある。そのため燃料を急速燃焼し易いように気化あるいは微粒化させるための燃料供給方法の確立と確実な保炎技術が必要であった。また、通常火炎温度は2000℃を超えるので、下流のタービンに仕事をさせるにはその耐熱許容温度まで燃焼ガスを希釈しなければならない。そのために燃焼室への空気の導入方法と耐久性確保のための燃焼器壁面冷却方法の設計技術が必要であった。ある程度の設計技術が確立した現在でも、高出力、燃費向上および更なる排出低減が期待され、日夜改良が続けられている。

上記のような課題に対し、燃焼器技術が確立されるまでの歴史的経過を主として航空用ガスタービン分野を軸に略述しよう。

2. 初期の燃焼器

英国のF. Whittleは高速の気流中での安定な燃焼状態確保を目指して逆流型の燃焼器を試みた⁽¹⁾。そして

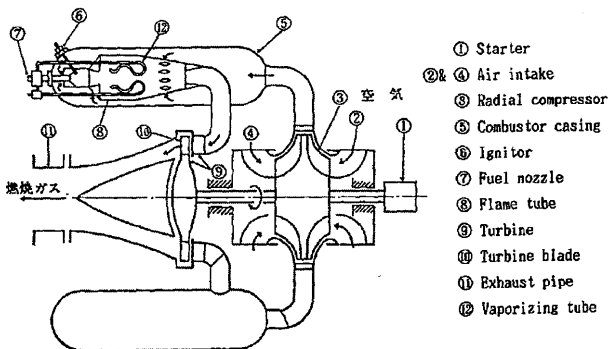


図1 Whittleの蒸発管方式燃焼器を採用したジェットエンジン⁽¹⁾

原稿受付 2008年1月22日

* 1 宇宙航空研究開発機構 客員研究員

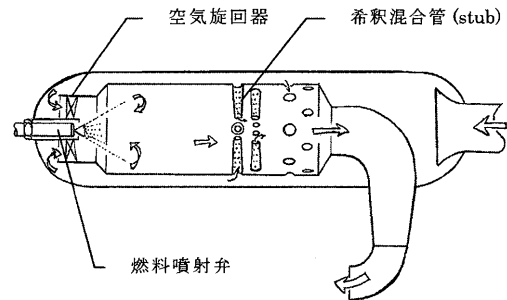


図2 Power Jet による英国最初の飛行エンジンの燃焼器⁽¹⁾

初め、当時のストーブの一種に利用されていた「蒸発管」を用いた図1に示すような燃焼器を試みた。しかし燃料が管内でコーキングしたりしてうまくいかなかったようで、結局1941年5月の初飛行にこぎつけたのはPower Jet Co.が製作した圧力噴射弁とスワラ（空気旋回器）を備えた図2のような燃焼器であった。所要の出力（5.5kN）を達成するためにそれを10筒用いた。希釈空気を高温の燃焼ガスと混合させるために燃焼室中に燃焼ガス希釈混合管（stub）を突き出している。

一方、独自にジェットエンジン開発を進めていたドイツでは、1930年代末期に現在の多くのエンジンのように直流形の燃焼器を採用した。Me262機などに採用されたユンカース社のユモ004B-1エンジンの筒型燃焼器⁽¹⁾を図3に示す。燃焼室中心まで突き出した燃料噴射管から気流と逆方向に燃料を噴霧し上流のスワラによる旋回流中で燃焼させる方式とした。その下流に設けた籠のような混合器により未燃焼成分の完全燃焼と希釈空気との混合を図ったとみられる。この燃焼器6筒を組み込んだエ

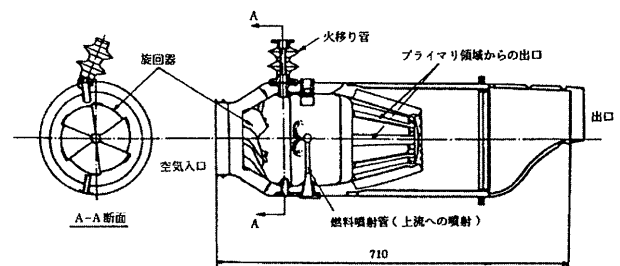


図3 ドイツで開発されたJumo004燃焼器⁽¹⁾

エンジンは1945年5月のドイツ敗戦まで6000基以上生産あるいは生産中であったようである。

3. 燃料供給法の発達

ジェットエンジンの燃料として、高密度で高発熱量かつ安全な灯油ないし軽油系の液体燃料が早くから使われた。高負荷な燃焼を可能にするため、その燃料を気化もしくは微粒化し混合気を形成する方法がひとつの課題であった。燃料供給法として大きく分けて蒸発管あるいは圧力噴射弁を用いた二種類の方式が古くから試みられ実用化された。最近はそれら両者の長所をとった気流微粒化方式が主流となっている。

3.1 蒸発管方式

蒸発管採用燃焼器を本格的に実用化させたのはArmstrong Siddeley社であった⁽²⁾。それ以来、蒸発管方式は垂直離着陸機として有名なハリヤーのペガサス、軍用として多く使われたViperやRB199、超音速機コンコルドのOlympus 593など欧州系の多くのエンジンで採用された⁽³⁾。わが国が第二次大戦後、初のジェットエンジンとして開発したJ-3 (図4) や、FJR710の成功以後Rolls Royce社 (以降、RR) と日本が共同開発したRJ-500もこの方式であった。

その後の蒸発管作動に関する研究⁽⁴⁾で蒸発管表面の熱伝達のみでは所要燃料の気化は到底かなわず、またそれがために高温領域にある蒸発管自身の冷却も不十分であることが明確となった。しかし蒸発管方式は管内に供給した気流による気流微粒化と燃焼器上流への混合気噴出による安定した保炎領域形成が最大の長所であることが判明した。その特徴が認識されるにつれ蒸発管の寸法は図5に示すように後代に至るほど短小化した^{(3),(5)}。

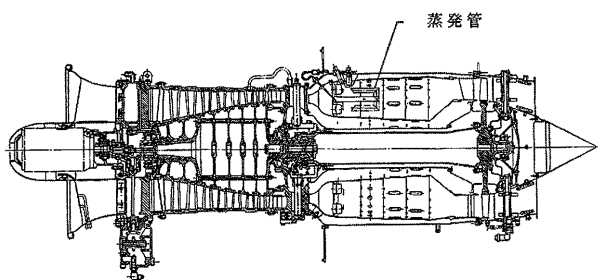


図4 蒸発管型燃焼器を採用したJ-3エンジン

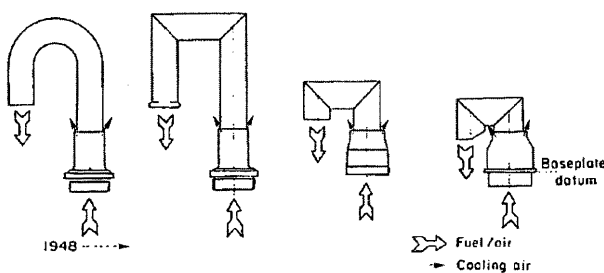


図5 蒸発管の発展の推移⁽⁵⁾

3.2 圧力噴射弁方式

圧力噴射弁は傘状の燃料噴霧を形成し、スワラはそれを包むように保炎流を形成する。それらのマッチングをはかることにより良好な保炎特性をもつ燃焼器が比較的容易に設計できる。この方式はその後、それぞれの特性が研究され、設計法も確立されていき、多くのエンジンに使われるようになった。

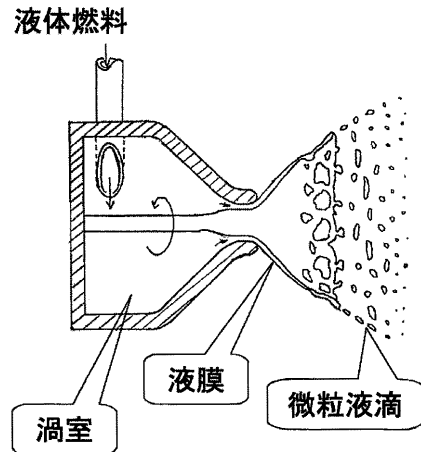


図6 圧力噴射弁による微粒化

1) 圧力噴射弁の構造と機能 圧力噴射弁による微粒化は、図6に示すように円筒状の渦室に高压で燃料を接線方向に流入させると、中心部に設けた出口孔から傘状の液膜シートが吐出され周囲空気とのせん断力で数十ミクロンの燃料噴霧に分裂し容易に燃料微粒化がなされる。流量特性は燃料圧力と燃焼室内圧力との差圧の平方根に比例する。そのため、限られた燃料ポンプ吐出能力のもとで、少量の燃料のみ必要な着火/アイドル運転時から設計点での大流量までの流量範囲をカバーするためには、異なる容量の噴射弁渦室を組合わせて用いる必要がある。実例としてFJR710エンジンのデュアルオリフィス形圧力噴射弁 (図7) とその流量特性 (図8) をそれぞれ示す。図8により大流量渦室では小流量吐出時、微粒化に必要な吐出差圧の確保が難しいことがわかる。

2) 渦室の設計法と特性解析 燃料吐出差圧に応じた燃料吐出量をもつ圧力噴射弁渦室の設計にはRadcliffe

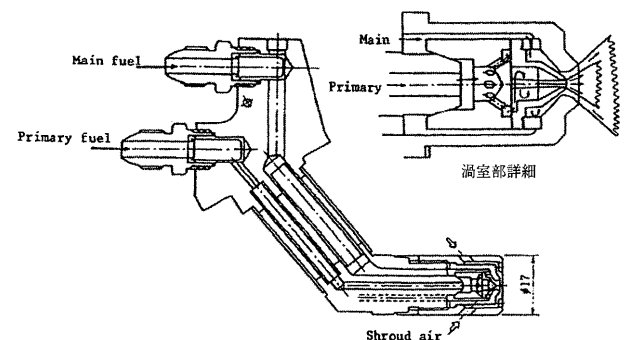


図7 FJRで用いた圧力噴射弁の構造

$$\text{Air loading} = \frac{m_a}{VP^n}$$

によってよく表すことができることを示した。ここで m_a は保炎領域に流入する空気流量、 V は保炎領域体積、 P は圧力である。圧力の依存べき指数 n については1.3~2と個々の燃焼器混合気の状態などに依存することなどがわかってきた。圧力の平方に依存するとした場合の空気負荷率を図11に示す。同図は限られた体積の保炎領域では当量比が1に近い場合が最も多量の空気を受け入れ可能であることを示している。また、燃焼器の短小化限界は高空再着火条件など、圧力の低い状態が制限値になることなども明確にしている。

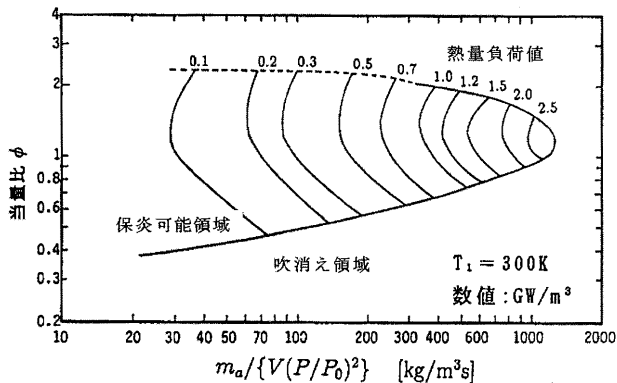


図11 空気負荷率

5. 噴流の貫通・混合

これはライナにどのように空気孔を設けるかという技術である。空気孔の関係する燃焼器の特性は①圧力損失、②燃焼特性（排出特性も含む）、③出口温度分布などである。

燃焼器の圧力損失は一般的に5%内外である。初期の燃焼器ではサイクル圧力が数気圧であったため、ライナ内外の圧力差はわずかで、多量の空気を導入するため、空気孔開口面積は大きかった。1950年代に航技研で設計した圧力比4のリフトエンジンJR100のライナは図12のように一見カゴ（籠）のように開口部が大きい。

1960年代までの燃焼器では保炎を確実にするため、保炎領域を過濃混合気とした。そのためスワラなどから



図12 圧力比4のJR燃焼器ライナ

導入する空気量は10%あるいはそれ以下であった。その場合、燃焼器の主燃焼領域の火炎温度は2000℃もしくはそれ以上の温度となり、通常の冷却タービンが許容する温度1000~1700℃に希釈する技術が燃焼器開発上の課題であった。初期の燃焼器では図2に示したような希釈混合気管や種々の空気孔案内筒⁽⁴⁾などを用いて空気噴流の混合をはかっていた。その後、空気噴流の研究が大規模に行われ、空気孔からの貫通距離や混合特性が明らかになったため、燃焼室内高温領域にそのようなデバイス（混合器）を設けて焼損の危険を冒すことがなくなった。

その後、1960年代末の排煙低減、1970年代以降のNOx生成防止などの対策から混合気の希薄化が計られるようになり、最新の燃焼器ではライナ空気孔は全く設けず、ライナ冷却に用いられる空気以外はすべてスワラ近傍から導入する傾向にある。そのため図13のように希釈孔の全くないライナも現れている⁽¹⁰⁾。この場合、燃焼器出口温度分布は燃焼器上流の保炎/燃焼領域で調整する必要がある。

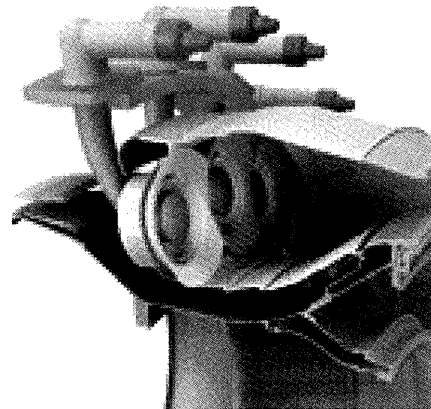


図13 最近の燃焼器の一例（GE社ホームページ⁽¹⁰⁾より）

6. ライナの冷却

燃焼器ライナの耐久性確保のためにライナ壁面の冷却方式が種々考案された。広い壁面を少ない空気冷却すること、および繰り返される熱サイクルに耐えられる構造である必要があった。主要なライナ冷却構造をおおよその発展の順に図14に示す。初期には、加熱側の壁面に膜状の冷却空気を流し、対流冷却と火炎の接触を避ける構造であったが、最近では図14(g)に示すように、加工はし難いが熱耐久性の良い金属を裏面からインピンジメント（impingement）冷却するとともにその使用済み流れ（spent flow）を利用し膜冷却をはかる方式が考案され、V2500エンジンなどにも使われている。

7. 排出低減

1960年代は航空輸送の活発化に伴う各空港滑走路での視界劣化防止と、軍用エンジンでミサイル追尾を避ける意味合いもあって排煙低減に力が注がれた。これは保炎領域の混合気希薄化によって解決できた。1970年代に米

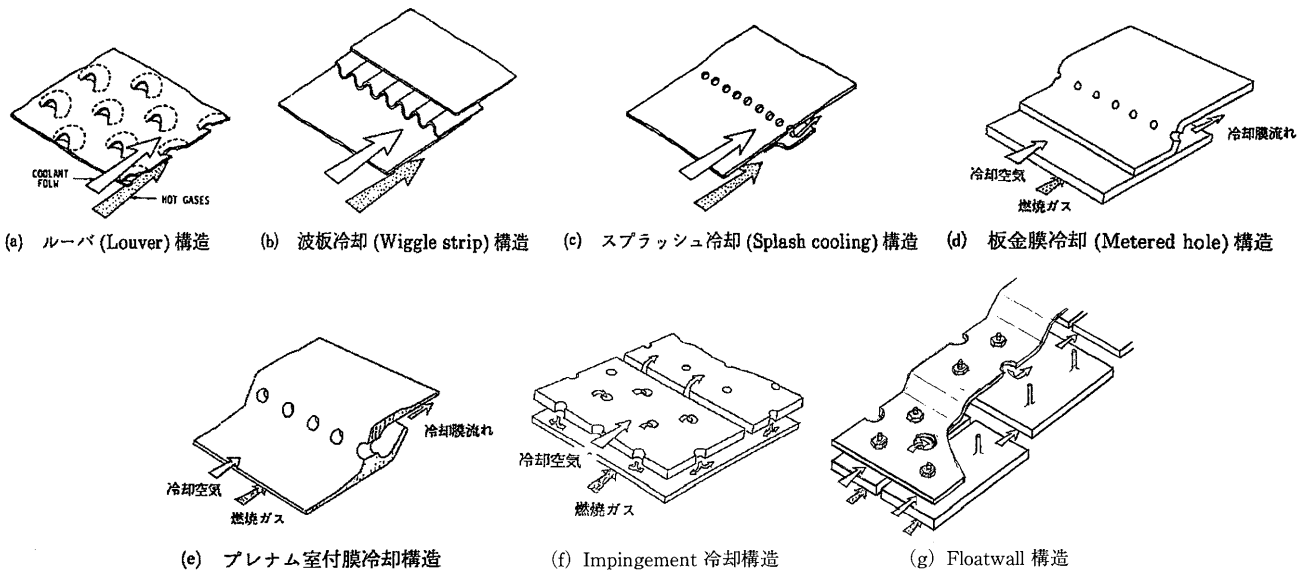


図14 ライナ各種冷却構造

国EPA (Environmental Protection Agency, USA)が排煙の他、未燃焼炭化水素 (HC, Unburned Hydrocarbon), 一酸化炭素 (CO, Carbon mono-oxide)および窒素酸化物 (NO_x, Nitrogen Oxides) についても排出規制案を提示し、1981年より国連の一機関であるICAO (国際民間航空機構) が国際的な基準として規制実施を開始した。

排煙以外の排出物については離着陸モードであるLTO (Landing and Take-off) サイクル条件の積算値の定格出力あたりの値を規制値とした⁽¹¹⁾。HCとCOの規制については、それぞれ19.6g/kNと118g/kNとエンジン圧力比に関係なくの一定値で規制している。NO_xに関しては、圧力比に関連付けて規制がかけられた。最初、図15中の1981年規制の線で示す示すような、当時の使用エンジンの多くが適合する規制値とした。ちなみにFJR710は排煙がわずかに規制値を超えたほかは、HC, COおよび当時のNO_x規制値をクリアした⁽¹¹⁾。

NO_xに関してはその後、段階的に規制が強められてきた。図15に示す1981年以外の規制はその年以降に型式承認をとるエンジンに適用される規制である。なお、図15にマークで示す各エンジンデータは2004年1月のICAOによる公表値である。

このNO_x規制に対処するため、米国では1980年代にNASA主導のECCP (Experimental Clean Combustor Program) が実施され、General Electric社やUnited Technology (P&W) 社などのメーカーは燃焼器の競争的開発を行った。その結果は図16に示すようなパイロットとメインの燃焼領域を分離した二重環状燃焼領域を持つ燃焼器が開発された^{(12), (13)}。両社のもの共に主燃焼領域では高温化をさける希薄燃焼を行わせるようにしている。NO_x規制が更に強化されてきた最近では図10のような気流微粒化/保炎機構 (swirl cup) を持った燃焼器 (図17)⁽¹⁴⁾が開発されている。図17は単一の環状燃焼室をも

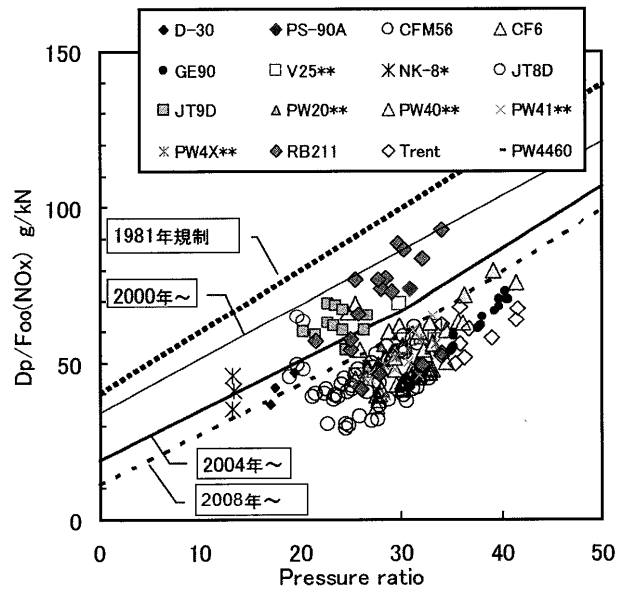


図15 ICAOによるNO_x規制値の推移

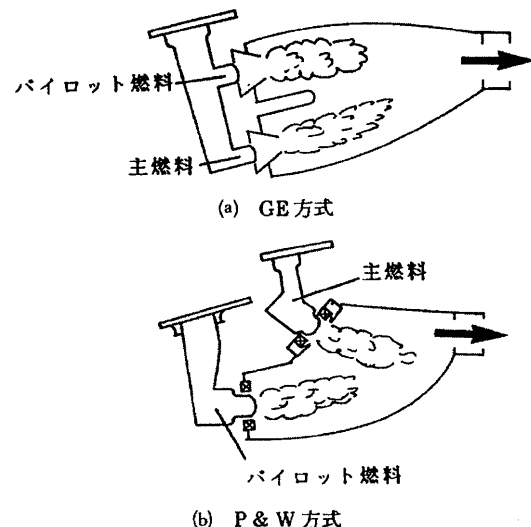


図16 ECCPで開発された低NO_x燃焼器

つ例であるが、出力の大きいエンジンではスワールカップを二列に設けた二重環状燃焼器としている。それらは生産エンジンとして規制値に対して十分低いNO_x排出値を実現している⁽¹⁵⁾。

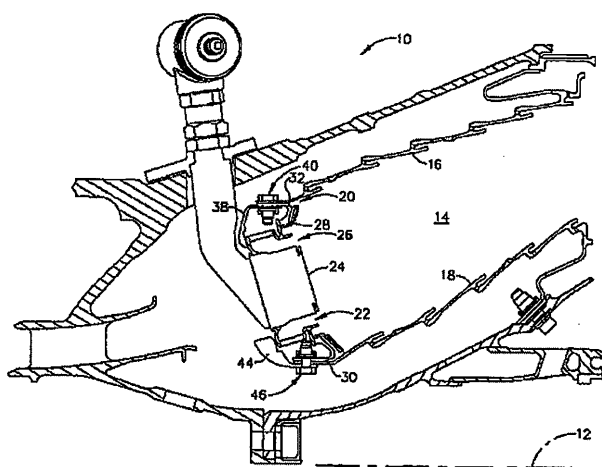


図17 低NO_x燃焼器（特許公報⁽¹⁴⁾より）の一例

8. 今後の燃焼器と燃料

これからは地球環境に配慮した、より一層の低燃費、低排出のガスタービン燃焼器が求められる。

1) **燃焼器の課題** エンジンの低燃費化のためサイクル効率の向上が図られ、タービン流入ガスの更なる高温化をきたすため燃焼器出口での周方向温度のより一層の均一化が必須となる。現在の気流微粒化/保炎ユニットでは解決できない周方向温度不均一性を緩和してゆることがひとつの課題と思われる。

2) **燃料問題** かつて航空用ジェットエンジン燃焼器として水素⁽¹⁶⁾、⁽¹⁷⁾やメタン⁽¹⁷⁾燃料が試みられたこともあった。燃焼特性については問題ないが大容量のタンクが必要になるなど不利な点が多く、現在の旅客機は白灯油に非常に近い性状のJet A-1が使われている。バイオ燃料などを用いる研究も進められているがコストパフォーマンスの関係から航空機燃料として、今しばらくは現在の燃料が使われていくものと思われる。

9. まとめ

航空用ガスタービン燃焼器の発達について、紙面の許す限り記してみた。燃焼器の各要素の設計法についてはKnow-Howも含めて膨大な研究がなされた。最近のトップ企業ではCFD（計算流体力学）利用、あるいはより特化したCCD（Computational Combustor Design）を

駆使して排出特性も合わせて燃焼器設計開発ができるレベルに達している⁽¹⁸⁾。しかし古い研究・経験・実績などが現在の技術の基盤となっており既存メーカーは貴重な財産として保持していると思われる。特に一般に設計法などは公開されないので積み上げてきた技術・研究成果は大切に、伸ばしていく必要がある。

なお、今回参照した最近の文献はJAXA山本武主任研究員より提供を受けた。

参考文献

- (1) Lloyd, P.; Combustion in the Gas Turbine, A Survey of Wartime Research and Development, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, No.2579(1952)
- (2) Design and Performance of Gas Turbine Power Plants, Hawthorne, W.R. & Olson, W.T., Vol. XI High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion, Princeton Univ. Press, 1960
- (3) Sotheran, A.; J. of Engng Gas Turbine and Power, Trans. ASME Vol.106, pp.88-95, 1984
- (4) 田丸 卓：ガスタービン燃焼器の燃料供給法と性能向上に関する研究，東北大学学位論文，1984
- (5) Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems, ed. by Norster, E.R., Proc. International Symposium held at College of Aeronautics, Cranfield, April 1969, Pergamon Press 1971
- (6) 公開特許公報 2003-4232
- (7) Longwell, J.P. & Weiss, M.A.; Industr. Engng. Chem (Industr.) Vol.47, No. 8 (1955) pp.1634-1643
- (8) Herbert, M.V.; AGARD Combustion Reserches and Reviews, Agardograph No.15, Butterworths, London (1957) pp.76-111
- (9) Clarke, A.E., et al; Seventh to Tenth Symp. (International) on Combustion (1959) pp.664-, (1962) pp.982-, (1965) pp.1151-1166
- (10) GE社ホームページ
- (11) 田丸；燃焼器要素およびエミッション制御技術，日本航空宇宙学会誌，32巻，371号(1984/12) pp.683-688
- (12) Robert, R., et al; PWA-5493, NASA CR-135253(1977)
- (13) Gleason, C.C., et al; NASA CR-135384 (1979)
- (14) 公開特許公報，特開2005-98681
- (15) Mongia, H.C.; AIAA2003-2657 (2003/7)
- (16) Brewer, G.D.; Hydrogen Aircraft Technology, CRC Press(1991)
- (17) ロシア共和国における低温燃料航空機の技術動向報告書，日本航空宇宙工業会(1992/6)
- (18) Mongia, H.C.; AIAA Paper 2003-4495 (2003)

Special Issue : The History of Development of Gas Turbines

A Brief History of Industrial Gas Turbine Control

JOHNSON, Paul*¹

MAEDA, Shinobu*²

Key word : Continuous technological innovation

1. Introduction

The history of gas turbine control is a story of continuous technological innovation being applied to improve the performance, reliability, and efficiency of gas turbines, while also reducing their environmental impact. All the amazing innovations incorporated in modern gas turbines would prove worthless without the powerful “brains” and “muscles” of modern digital control electronics, control valves, actuators, and sensors.

2. Mechanical controls

The earliest gas turbines developed in the late 1940s for utility and gas pipeline applications were controlled by mechanical-hydraulic governors. The Woodward SG and PSG governors used then had evolved over several decades of application controlling steam turbines, hydro turbines, and diesel engines, and in fact are still produced for these applications today. Noted for their high mechanical reliability, the SG and PSG governors only controlled speed and load, so manual sequencing was required, as were independent devices to protect against overspeed, overtemperature, loss-of-flame, high vibration, and other fault conditions.

Speed and load control is only one of the required control loops on a gas turbine, so various systems were developed to also provide control of compressor discharge pressures (CDP) and turbine inlet temperatures. On some turbine systems, for example, the fuel control actuator incorporated a special limiting function that accepted pressure from the compressor discharge port, and limited fuel flow accordingly to prevent compressor surge.

With these independent control loops, great care was required that the controls didn't fight each

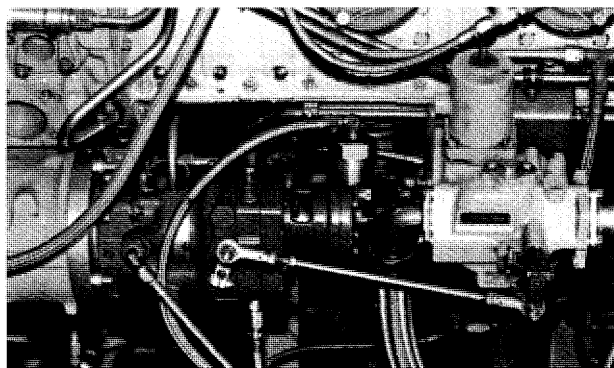


Fig. 1 PSG Governor and 1907 Mechanical Liquid Fuel Metering Valve with CDP limiter

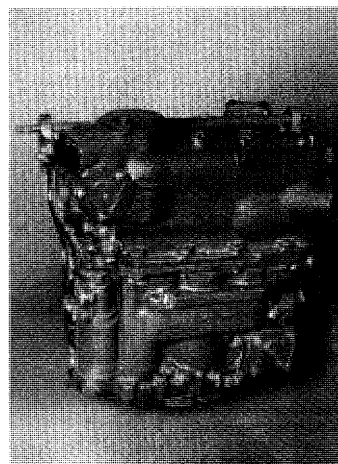


Fig. 2 1307 Gas Turbine Main Fuel Control

other, which would put the turbine into an unstable condition.

In 1954, Woodward developed the Model 1307 gas turbine fuel control, a sophisticated governor designed specifically for an early axial-flow turbojet engine used in both aircraft and industrial applications.

3. Analogue Control in its Infancy

The first small step in the development of electronic controls in the early 1960's was the transistor-based Woodward EG-M analog control. The EG-M used a magnetic pick-up for speed sensing and delivered a

原稿受付 2008年2月1日

* 1 Marketing communications, Woodward Governor Company

* 2 Gas Turbine System, Woodward Governor (Japan), LTD

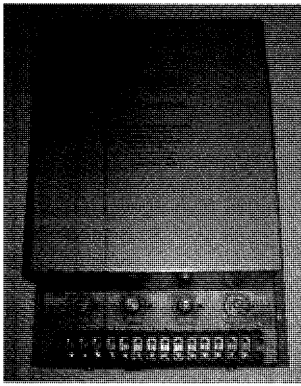


Fig. 3 EGM Speed Control Box

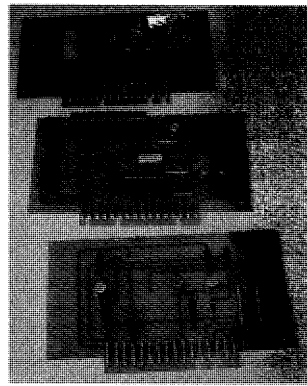


Fig. 4 EGM Modules

voltage command signal to a special “compensating” hydraulic actuator, such as the Woodward EG3C, which incorporated integrating control functionality with the hydraulic circuits of the actuator.

4. Op-Amp based analogue Control

A few years later, the op-amp based Woodward 2301 control was introduced. By incorporating the integrating control functionality in the 2301, and the proportional control functionality in the actuator, the control system was simplified. By this time, sequencing functionality was handled by large relay banks, and operator displays used analog meters and relay annunciators.

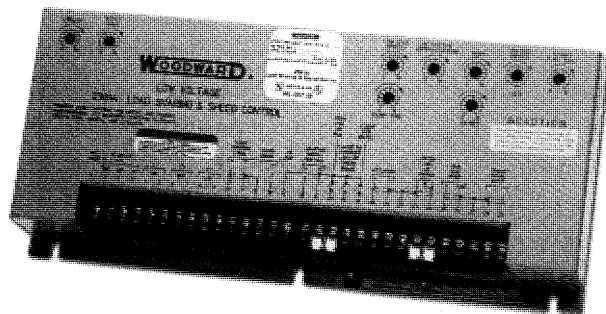


Fig. 5 2301 Speed & Load Sharing Control Box

5. Complex Analogue Control System

The big advance in electronic control technology came in the early 1970s with the introduction of the Woodward 43027 system, which used a number of plug-in modules to provide additional functionality, such as CDP control, temperature control, Megawatt power control (an early form of power management control), acceleration and deceleration limiting, failsafes, and even dual-fuel transfer. By taking a systems approach to control design, the various control loops were incorporated into a single control device

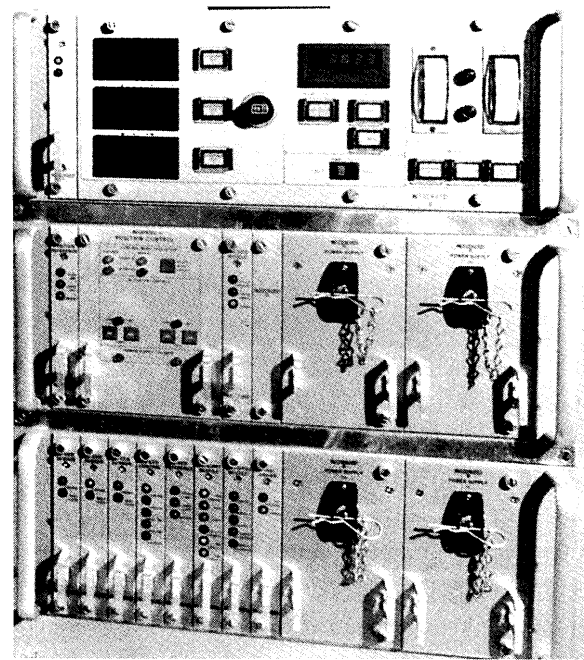


Fig. 6 43027 Control System with Position Control

and coordinated with each other, improving turbine stability, reliability and operational performance.

A position control function was designed for the 43027 system to prevent unscheduled turbine stop. Position Control acts as backup device if the 43027 control experiences a failsafe condition or is turned off intentionally.

A companion product, the 301 sequencer monitor, was developed a few years later to provide gas turbine start-stop sequencing, system parameters monitoring, and system load or process management.

During the 1970s and '80s, industrial gas turbines continued to evolve and had proven their value in various critical power generation, gas compression, and marine applications worldwide. Demands on the control system continued to evolve as well. The development of more efficient gas generators, combined with a better matching of gas generators and power turbines, also introduced more complex gas generator power envelopes.

6. Digital Control System

With the development of microprocessors for personal and industrial computers, turbine controls manufacturers soon developed digital-based control systems that were able to provide more complex control functions, like non-linear control loops, but also smart operator interfaces, site programming capabilities, expanded plant-wide communications interfaces, and I/O field devices. Woodward introduced

the 500 family of digital control systems based on a 16-bit microprocessor in 1985, with the simplex 501 model and then the triple-modular redundant 503 model.

As the digital hardware was developed, specialized software tools were being developed to increase the flexibility and power of the new digital controls. The 500 control family used an application development tool called Menu Oriented Editor (MOE), which was a high-level block language that allowed turbine controls engineers to develop custom applications programs, using well-proven programming blocks and without having to learn how to write lower-level software code.

The transition from analog to digital control was a major milestone, but required a new approach to control design. By their nature, analog circuits are real time devices, and could always follow rapid changes in operating parameters and react accordingly. Digital devices are sequential, monitor speed, make a calculation, adjust the speed output, then monitor temperature, calculate, adjust ... and so forth through all the control, monitoring and protection functions. Without intelligent programming of the control, the microprocessor quickly fell behind what was happening with the turbine, and did not control anywhere close to real time.

Within the operating system and the MOE tool, Woodward developed a concept called "rate groups," still used in the company's most advanced controls today. Rate group allowed the processor to focus on the most important and quickly changing operating

parameters. The most important parameters are monitored and calculated every 5 or 10 milliseconds, regardless of whatever less-important control functions are in sequence. With rate groups, the control operates in real time and "deterministically," which is the capacity for the control system to provide a piece of data every time, on time, without fail.

Both the 500 family and the applications development tool soon evolved into the Woodward Netcon system, introduced in 1990. The Netcon was based on faster, higher-performance 32-bit microprocessors, and the text-based MOE tool evolved into a graphical applications tool, GAP, that allowed the turbine engineers to visually connect blocks of proven control functions with each other to form the complete control application. The major breakthrough with the Netcon system was the use of multiple processors to share the computational load of controlling complex turbine systems. The additional microprocessors were most useful on the input/output (I/O) modules, where they pre-processed the information before passing the most important information on the main processor. The distributed processors, for example, would linearize thermocouple inputs and pass the results on the main processor, saving the main processor from having to perform this task.

7. Fuel Metering

The ability to share processing duties became particularly important during the development of the precise fuel control systems needed for dry low-emissions (DLE) or dry low-NO_x (DLN) turbines. New low-emissions requirements drove gas turbine engineers to change their combustor designs from a single fuel path to combustors with multiple fuel injection points and to operate with a lean fuel mixture. This need for multiple fuel paths drove a need for increased flow accuracy for each fuel leg.

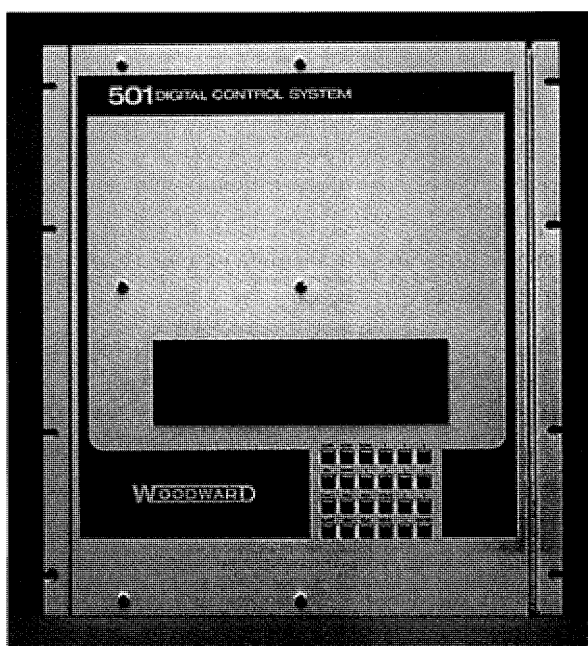


Fig. 7 501 Digital Control System

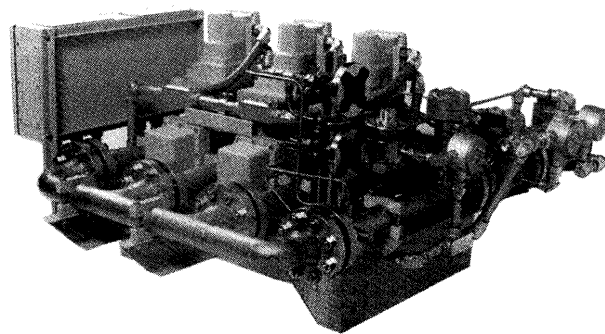


Fig. 8 Parallel Gas Fuel Metering System for DLE Gas Turbine

Historically, fuel valves used hydraulic actuation for valve control. Hydraulic actuation provided many benefits, such as high speed, high force, and precise positioning capabilities. These actuators met the performance requirements of traditional, single fuel path combustors. However, when designs were changed to DLE/DLN combustors, the hydraulic valves were not capable of providing the increased accuracy that was needed.

8. Fuel Valve & Actuator

Fuel valve manufacturers responded by developing electrically actuated fuel control valves that offered a major leap in valve performance. These new electric fuel valves are able to provide improved accuracy over hydraulic actuators due to inherent stiffness of the valve/actuation system. Typical fuel valve actuators incorporate a precision, high speed electric motor that is directly coupled to the valve shaft and metering element.

This eliminates any lost motion in the translation of the demand signal to the valve metering element that are typically present in hydraulic systems.

Where hydraulic valves met the typical fuel valve positioning accuracy of +/- 5 % of point, today's latest electric fuel valves are characterized at the factory to be able to deliver mass flow control accuracy better than +/- 2 % of point.

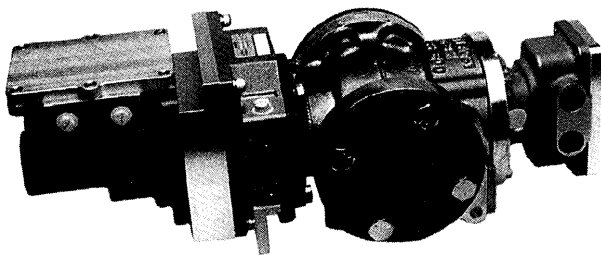


Fig. 9 Gas Fuel Metering Valve and Electric Actuator

9. Digital Control Today

Many of the principles of the Netcon system are used today, with the MicroNet-Plus and MicroNet TMR controls. The MicroNet can be operated in simplex, duplex, or triple-modular-redundant configurations, so turbine operators can select the level of fault tolerance required for any application. The MicroNet also provides additional processing power, high I/O density, and the ability to network I/O points.

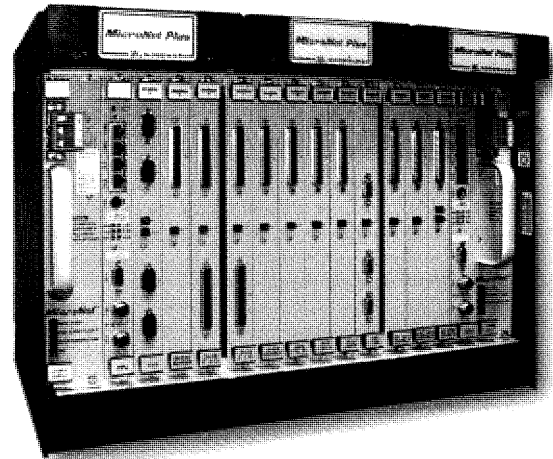


Fig.10 MicoNet Plus Fault Tolerant Control System

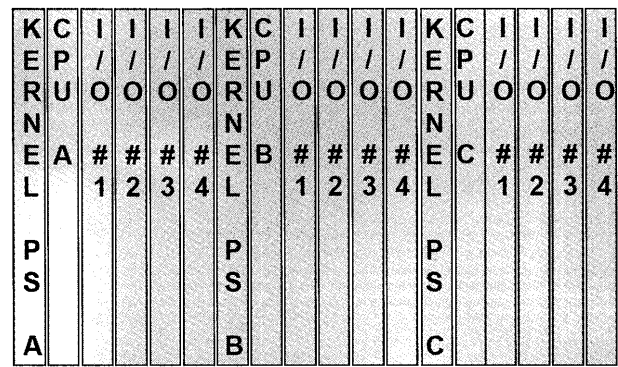


Fig.11. Triple Modular Redundant Hardware Configuration

10. Software Simulation Tools

Along with the control systems developments came two important tools that are invaluable to gas turbine system designers and technicians. For system designers, most important is a simulation tool, such as Woodward's NetSim closed-loop control simulator, which produces a virtual test stand in the office or in the field and validates the design of the control software without needing actual gas turbine hardware. For technicians, diagnostic tools provide the ability to data log control parameters and view what is happening within the control down to 5 millisecond intervals.

11. Review of history and Future Prospect

As one reviews this brief history, it is apparent that control system suppliers have made substantial investments in technology and capabilities to help make the gas turbine one of the most efficient and environmentally friendly prime movers available today. From the mechanical-hydraulic controls used a few short decades ago, to the complex multiple-processor

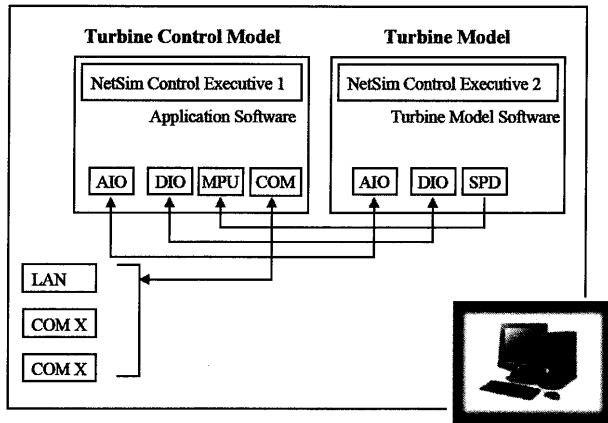


Fig. 12 NetSim Simulation architecture

electronics, actuation, valve and sensor systems used today, the pace of technological development

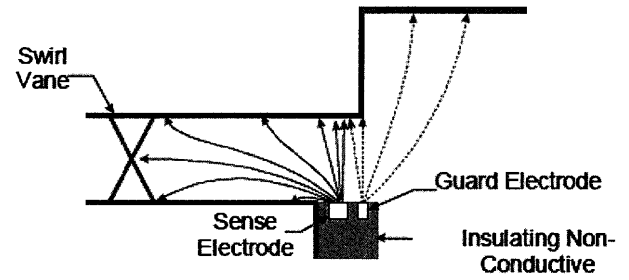


Fig. 13 Ion Sensors on Diffusion Fuel Nozzle

has been rapid and relentless. The future outlook is no less impressive, with anticipated improvements in combustion sensing and controls technologies, microprocessor capabilities, communications and network capabilities, as well as simulation and diagnostic tools.

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

ジェットエンジン制御技術の発達プロセス

園 尚弥*¹
SONO Hisamitsu

Key words : 制御, Control, Development Process, Software, Aero-engine, FADEC, Embedded system

1. 序論

20世紀後半から飛躍的な進歩を続けている半導体の高集積化技術とソフトウェア技術にリードされ、新たな世紀を迎えた今日、ITは各家庭、個人にまで深く浸透してきた。およそ独立した機器にはすべからずマイクロプロセッサが搭載され、また同時に大規模な運用管理システムの下、地球上のあらゆる地点ばかりか宇宙空間までもが高速大容量の通信でリアルタイムに結ばれる日もそう遠い未来の話ではなくなった。このようなITの発展の中、もはやジェットエンジンも組み込み制御技術の1対象に過ぎないという見方もできる。しかしそれは逆に、IT武装したジェットエンジンというシステムの、果たすべき機能が本質的にどうあるべきかという議論が可能になったのであって、我々は初心に戻ってジェットエンジンの本当の可能性を見直す機会に恵まれたと言っても良いのかもしれない。元々内燃機関として代表されるガスタービン技術と、制御技術は別々の技術領域という考え方もあるが、ハードウェアを現実的に人の手で運用できるようにするためには、他の機器同様、いろいろな妥協点を見出して具体的な形にしてこなければならなかった。ジェットエンジンの場合は、この2つの技術がうまく調和解を見出したときに革新的な航空機の推進システムとして実用可能になり、その後のたゆまざる創意工夫の積み重ねと新しい技術の導入によって、現在のように高速で安全な交通手段になっていった。特に、前述の電子技術、半導体技術の急速な進歩をベースに、マイクロプロセッサを利用したデジタル電子機器が採用されて以降、制御技術はエンジン性能、安全性を担う重要な要素として正面に位置付けられるようになってきているが、しかしそれ以前のジェットエンジンの創成期においては、それらを使わずに、機械工学、油空圧技術、機構学などを駆使して、他に例を見ない精密で信頼性に長ける装置が開発されてエンジンを影で支え、またそれらの多くは今もなお使われ続けている。ここでは、そのような時代から現在に至るジェットエンジンの制御システム

及び機器の変遷と、将来の技術動向について述べる。

2. 制御技術の変遷

ジェットエンジン創成期の燃料制御は主にカム、レバーなどを組み合わせた機械式の装置から始まり、その後油圧サーボと組み合わせて精密化、軽量化の努力が続けられた。最も進んだ製品は数千点の部品を使い、アフターバーナ (AB: After Burner) の制御までできる大変複雑な構造のものもあり、今でも多数が実用に供されている。一方、電子技術は半導体の発達に伴って導入され、今日では機械・油圧式に代わってデジタル方式が制御の主流となった。この流れについて、制御対象とハードウェアの変遷の観点からやや詳しく説明する。

2.1 制御の基本要素

ジェットエンジンの制御は機械式で始まったこともあり、最初は限られた制御変数にならざるを得なかったが、基本的なものはデジタル制御になった現在もそのまま使われている。以下にその基本的な制御対象を示す。

- 1) 定常回転数制御 回転数はガスタービンエンジンの基本的な変数であるばかりでなく、推力とおおむね関係付け易い。最近の2軸エンジンでは、ファンの回転数がよりエンジン推力に近いパラメータとして採用される場合もある。
- 2) 加減速制御 スロットルレバーを急激に操作した場合、圧縮機のサージや燃焼器の拭き消えなどを避けるために、回転数に応じて、燃空比に相当する(燃料流量)/ (圧縮機出口圧)の上・下限値を制限する加減速制御を行う。
- 3) AB燃料流量制御 超音速機用エンジンは、主たるエンジンの燃料制御システムの他にも、必要とされるときだけ作動するAB燃料供給システムとそれを制御する機能を有している。
- 4) 可変機構の制御 1~3項が主に燃料流量の制御をもって行われているのに対し、圧縮機の可変静翼の角度、ブリードバルブの開度、ABノズルの開度などは、燃料やハイドロオイルで駆動されるアクチュエータでフィードバックをかけて位置制御される。

原稿受付 2008年2月4日

*1 株式会社IHI

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

機械式ではこの辺が制御の限界であったが、アナログ式、あるいはデジタル式電子制御技術の発達に伴い、次のような制御も取り入れられるようになった。

5) 制限値制御 電気センサーの出力値をアンプなどで増幅し、機械的、あるいは電氣的な装置を使って燃料流量などに制限値をかける。排気温度、回転数制限値などに用いられる。

6) 回転数変化率による加減速制御 抽気などによる圧縮機の負荷変化やエンジン劣化などに対して、加減速の応答を安定化させるために、回転数の変化率を制御する加減速制御 (N-dot制御) を行う。

7) 始動シーケンス制御 始動は長らくパイロットが手動で実施してきたが、電子制御によって自動化されるようになり、地上での通常の始動だけでなく、空中での自動再始動も可能になった。

8) ヒートマネージメント 潤滑系統で生じる熱は、主に熱交換器を介して燃焼用燃料に与えられエンジンから排出されるが、燃料のみで十分に冷却することができない場合は空気冷却方式に頼ってきた。しかしこれは空気圧損分が燃費悪化につながることから、ヒートシンクとして機体の燃料タンクを利用することも考案され、最適化が図られるようになった。

次にこれまでに実用化されてきた燃料制御装置の種類について述べる。

2.2 機械・油圧式制御装置

ジェットエンジンが最初に飛行機の推進機関として採用されたのは1930年代、まだレシプロエンジンの全盛で、燃料制御はカム、レバーを中心とした機械式の装置程度であったが、それに比べるとジェットエンジンは制御の要求が複雑で、当時すぐに活用できる技術は少なかった。唯一ドイツにおいてはジェットエンジン用としての制御機器設計が進んでいたと言われるが、戦後の初期のターボジェットエンジンでも、燃料流量、ブリードバルブの1あるいは2制御出力変数のみの簡単なコントロールが使われていたに過ぎない。しかしその後機械・油圧式制御装置の改良が進み、特に機構学、油圧工学の分野で精密化、小型化が進み、ジェットエンジン用制御機器の独特の技術分野が形成されるようになった。

機械・油圧式制御装置の主な構成を見てみると、まず燃料計量機構については、最も広く採用されているのは、燃料計量弁の前後の差圧を一定値に保ち、燃料流量を計量弁の開度で対応させる方法である。可変容量ポンプなどを使う方式もあるが、部品点数、製造の容易性、計算機構とのマッチングなどを考慮して、この方式の方が電子制御となった今でも使われていることが多い。次にエンジンの回転数検知は、図1に示すようにエンジンに直結されたメカニカルガバナと呼ばれる回転子の遠心力を使い、ばねの力と油圧増幅機構の組み合わせでカムの変位として検知する方式で、既に簡易なものは蒸気機関の

利用と共に普及していたが、ジェットエンジンには小型化のために高速化、回転子への比重の大きな金属の活用などの工夫が盛り込まれている。このカムは回転方向にも変位するように工夫されたものは3次元カムと呼ばれ、その表面の凹凸が燃料や可変静翼の回転数に対するスケジュールそのものになっている。この凹凸はレバーや油圧増幅回路で拡大されて、主にレバー比や対数計算を活用して加減乗除が行われ、変位として最初に述べた燃料計量弁につながる。さらに温度センサーとして内部に膨張率の高い流体を封入し、変位を直接に油圧増幅回路に導いて使うものも開発されたが、どうしても圧縮機の入口温度までが使用できる限界である。

機械・油圧式はこのように大変複雑、精密化したものの、細かな燃料スケジュールは一度3次元カムの上に加工してしまうと微調整はなかなか難しく、また一番大切な排気ガス温度等の高温部は熱電対の指示値を取り込むことは出来ない。

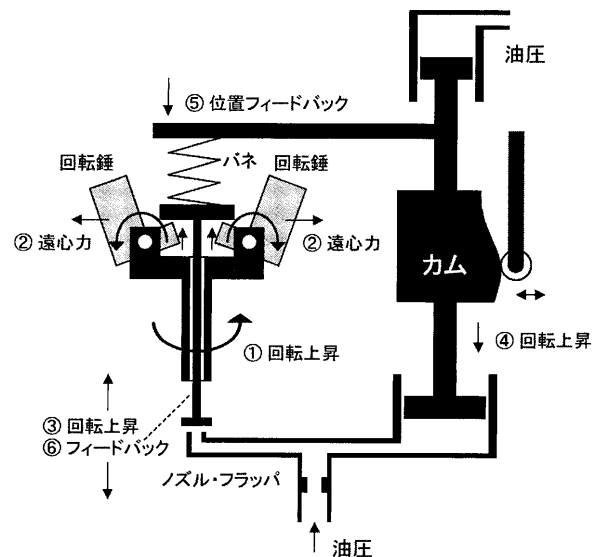


図1 メカニカルガバナによるカム位置制御の原理

2.3 アナログ式電子制御装置

エンジンへの高性能化の要求は高まる一方で、機械・油圧式ではもはやその要求を満足することは困難となり、エレクトロニクス技術の発展とあいまって、次第に電子制御装置がとり入れられるようになってきた。トランジスタが民生、軍用にも使用できるようになった1950年代頃から最も多く使用されているのはリミッタ制御で、これは油圧機械式では計測が困難な排気ガス温度などが、制限値を越えないようにするものである。全エンジン出力制御を行うアナログ全電子式制御装置もあるが、やはりアナログ回路による計算ではノイズ、温度ドリフトなど精度、信頼性の面で機械式と比べて大差ないかむしろ劣り、その使用例は少ない。アナログ式電子制御装置の多くは、その出力をソレノイドバルブやトルクモータを通して変位入力として伝えることで、機械・油圧式制御装置の機能不足を補完している。

トルクモータは1950年代に米国において大変精密な航空機仕様の研究と開発が進んだ。これにより多くの電気式センサーの信号をアナログアンプを介して、機械・油圧式制御装置の中のリミット信号とはいえ取り込めるようになったことの意義は大きい。特にノズル-フラップや油圧切替弁と連結して少ない電流で強力な油圧アクチュエータの制御を行う比例制御弁（サーボ弁）技術の実用化は、その後の高信頼性の変位センサーなどの開発と相まって、デジタル式制御装置による燃料計量弁、あるいはアクチュエータの直接制御へとつながっていくことになる。

2.4 デジタル式電子制御装置

デジタル処理技術の基礎は1930年代に生まれたノイマン型計算機などの思想に源流を持つが、当時利用できた真空管では信頼性が低く、またその小型化が難しいことでジェットエンジン制御への適用は問題が多かった。（当時米国で開発された電子計算機ENIACは真空管17,000本以上、総重量30トンであった。）しかし戦後トランジスタが開発され、さらに1970年代に入ってからの高集積回路（IC）技術、またそれを活用したマイクロプロセッサ技術の発展は著しく、ジェットエンジンに限らず多くの機能装置、システムが多大な恩恵を受けることになった。デジタル化により信号の信頼性が格段に向上したこと、またメモリーの大容量化で複雑な制御則やスケジュールのデータの格納ができるようになったことなどで、制御の最適化、調整が楽になったばかりでなく、ソフトウェアによるデータの加工、制御ロジックの作成等の新しい活用が可能になった。マイクロプロセッサを使って自由に組み合わせることのできるソフトウェアの誕生は、ある意味で制御装置に無限の可能性を持ち込んだとも言える。

ただこれらは一度にそうなったのではなく、素子の信頼性を確保した製造技術、あるいはソフトウェア言語、コンパイラ、シミュレーション技術の進歩と相まって徐々に達成されたものである。ジェットエンジンへのデジタル制御技術の導入も、それに合わせて次に示す段階を経て発展している。

1) スーパーバイザリ・コントロール (SVC : SuperVisory Control)

最初に導入されたデジタル方式で、基本的なエンジン制御は機械・油圧式制御装置で行われ、SVCは制御をより正確かつ最適に微調整する。SVCが故障しても致命的な故障とはならないので、エンジン制御が継続できるという点で優れていたが、民間での実用化はICの信頼性が十分に実証されていなかった一時期のみに限られた。一方、軍用エンジンでは欧米で1970~1980年代に開発されたものに取りこまれ、現在でも多くが実戦に配備されている。

2) 全デジタル式エンジン制御 (FADEC : Full Authority

Digital Engine Control) 本システムでは、エンジン出力制御はすべてデジタル式電子制御装置で行われ、信頼性要求を満たすために電子基板などの冗長系設計が採用されている。IC技術の進歩により半導体の信頼性が著しく向上したことで、民間航空機を中心にFADECが採用され始めた。運用実績を重ねることによって高信頼性が実証され、最近の民間機用エンジンにはほぼ全てFADECが採用されている。今後は軍用でもFADECが使われていくことになると思われる。

一般に使われているFADECの2重系システムは、一方のチャンネルがアクティブチャンネルとして制御を担当し、故障があった場合には待機しているもう一方のチャンネルに切り換えるシステムとなっている。切り換えは自己診断結果により行われ、故障検出率を向上させるため、待機チャンネルも常に作動している。

油圧機械式からデジタル電子式への移行によって、性能および飛行安全性は向上してきているが、最近では機体の複合材化が進む中で、放送局アンテナやレーダー周辺の強電磁界環境での確実な作動を保证するため、要求はより厳しくなっている。電子機器間のデータ交信を、ノイズの影響を減らすために、従来の電気データバスに代わって光データバスとする開発も進められてきている。

航空エンジン用コントロールの制御出力変数の推移とコントロール形態の変遷を図2にまとめた。

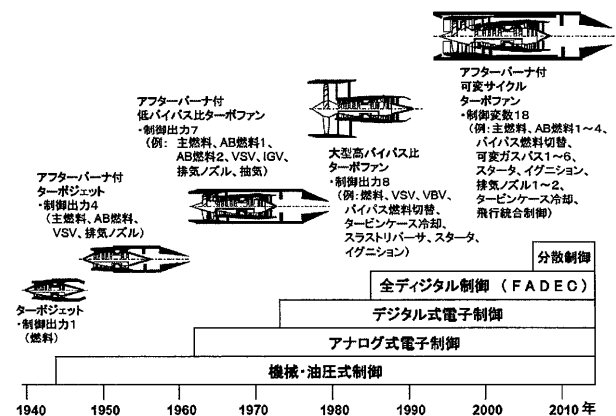


図2 制御方式と制御変数、エンジン方式の発達

3. 最近の技術動向

前項ではこれまでの制御技術、装置の発展について説明してきたが、電子技術は今もなお発展中でその可能性は益々広がりつつある。それはこれまでのハードウェア主体の視点で電子デバイスが小型、高密度化しているということだけでなく、ジェットエンジンもそれらが作り出すこれまでに無い複雑なシステムとしてどう最適化していくかという、システム・信頼性工学からの充実が求められる時代に入っているということでもある。

一方、ハードウェアの問題は都合の良い方向にばかり

進んでいるわけではない。電子素子は、必ずしもMIL規格で規定された温度範囲を保証しない民生品の普及が爆発的に進み、大量生産により信頼性も大変高くなってきたことで、素子メーカーが旧来のMIL規格品の製造から撤退しつつある。調達でいかに電子部品を見極めるかの技術が必要になっている。

このような環境の下、今後の制御に関わるシステム、ハードウェア、及びソフトウェア技術などの動向について以下に述べる。

3.1 システムの信頼性の早期達成への取り組み

FADECの実用化と共に、ジェットエンジンはもはやエンジン本体と補機というハードウェア二極的な見方から、複雑な作動ロジックに支配される組込みシステムとして扱っていくべき側面が大きくなった。機械・油圧式制御の時代も、それなりに複雑化した制御システムには、信頼性工学の観点から故障率あるいはMTBF (Mean Time Between Failure) 管理が使えるようになっていたが、設計の根源的な部分で機械部品の故障率とは何かという曖昧さが残り、補機の信頼性はやや理解しづらいものがあった。しかし電子部品が多用されるようになるとMIL-HDBK-217⁽¹⁾の手法が持ち込まれ、システム全体のライフサイクルにおける故障率のバスタブカーブの考え方への理解と設計技術も進んだ。特に1990年代に開発されたボーイング777では、双発旅客機の飛行ルート制限の解除のための信頼性早期達成 (E-ETOPS: Early Extended Twin engine OperationS) が目標とされ、初期故障からランダム故障領域におけるエンジンのインフライトシャットダウン率 (IFSDR: In-flight Shut Down Rate) の低減方法が議論された。その結果、エンジンの耐久試験時間の上積みや、制御機器ではMIL-STD-1635⁽²⁾などを参考にした信頼性成長試験など、システム、エンジンとしてのバグ出しがより積極的に行われるようになり、実際このような取り組みを行ったエンジンは、サービス運航に入ると同時に非常に低いIFSDRを達成し、かつては3ないし4発のエンジンを装備した機体が運航されていた大西洋、太平洋路線でも、多くがFADECを搭載した新しい大型双発機にとって代わられている。

FADECのMTBFが十分達成されると、二重系のアクティブチャンネルに故障が発生してチャンネル切替が発生しても、使用可能時間の期待値が計算でき、理論的には片チャンネルのまま飛行を続けることも可能で、これはFAAにも認められている。また、チャンネル切替に至る前の段階でも、マイナーな故障を影響度に応じてレベル分けし、運航条件などに制約をつける場合もある。このような信頼性数値は、民間機ではIFSDRばかりでなく、定時出発率、機器の取り卸し率などとして計算することができ、契約時の保証条件とされることすらあるので、エンジンメーカーは精度の高いシステム構成と早

期の信頼性の成長と達成に努力している。軍用では信頼性はただちにミッション達成率につながるもので、作戦遂行、およびロジスティクスの面から大変重要である。このようにシステム信頼性はあらかじめ計算され、航空機の運用に大きな影響を与えるようになっている。

3.2 分散化と高速・大容量通信

これまでのFADECの多くはECU, DEC, あるいはDEECなどと呼ばれる電子制御装置に中央集権された形で構成されてきたが、通信及びネットワーク化技術の進展で、補機間との機能分担の研究が進んできている。機体では既に1990年代の半ばに就航したボーイング777からARINC629⁽³⁾データバスが採用されており、これはLAN (Local Area Network) 機能を有しており、かつそれまでのARINC561⁽⁴⁾やARINC429⁽⁵⁾と違ってデータのやり取りが双方向のバスである。軍用ではMIL-STD-1553B⁽⁶⁾といった既存のものから、光通信機能拡張を盛り込んだMIL-STD-1773⁽⁷⁾などがある。(車載用制御機器には1980年代からCAN (Car Aerial Network) が登場し、最近では次世代CANでFlexRayと呼ばれる10Mbpsのデータ転送速度を有するシステムの検討が進んでいる。) LANで構成された分散化制御システムは、単に故障機器の特定と交換が容易であるといった理由だけでなく、長期間のライフサイクルを持つ航空機では、最新技術を都度取り込んでいくことができ、部品枯渇にも対応できコストメリットもあるという観点等から、大変有利であると考えられる。ジェットエンジンについてはまだ分散化技術はそれほど適用されておらず、機体との通信機能などに限定されているものが多い。しかし、今後FADECの特徴をいかしてエンジンのきめ細かい最適化を目的とした可変サイクル化が進み、可変機構やセンサーが増加していくと、個々の機器のスマート化、すなわち個別のマイクロプロセッサ搭載による自立化が進み、またそれに伴うシステム全体のモニタリング対象の増加で個々の故障状況に対応して制御機器の構成を編成し直す際の冗長系管理が必要になるので、いずれ高速のネットワーク通信機能を有した分散化システムの必要性が高まってくると考えられる。たとえば、センサーA~Eがあって全部機能している時は可変機構も全可動でエンジンはフルスペック状態とすると、センサーCあるいはDとEが同時故障したときは一部の機構を固定化し、エンジンのある機能を落とすとしても運用を続ける、またセンサーAのみが故障したときは可変機構は全可動のままとするが、機能を停止しているセンサーAの擬似信号をセンサーBとEから合成するなどという複雑な組み合わせモードが可能になり、ミッション・アポルト率を下げる事が出来る。これは集中制御方式でもできないことはないが、ECUへのソフトウェア集中、処理負荷集中で効率性は良くない。分散化制御システムのイメージを図3に示す。

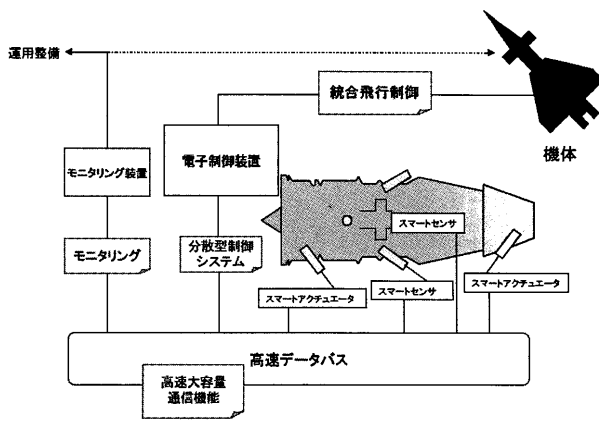


図3 分散制御のイメージ

3.3 ソフトウェア開発と検証技術

メモリー容量の増加に伴い、搭載されるソフトウェアも複雑化し、最近では交通機関の予約運行管理システム、銀行のオンラインシステムでは数百万行のプログラミングは普通と言われ、その複雑さが故の緊急停止など、その故障が社会に莫大な損害を与えるまでになっている。航空機は初期のFADECを搭載した旅客機であればせいぜいフロッピーディスク1枚に圧縮できたエンジン制御プログラムも、最新の戦闘機、あるいは高級車などでは全体のプログラム規模で百万行に増えている。FADECで使われる1CPU当りのソフトウェア量の増加傾向を、図4に示した。

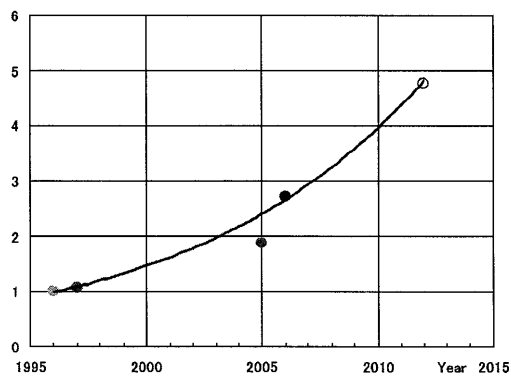


図4 プログラムサイズの動向 (1995年頃を1とする)

初期のソフトウェアは直接機械語でかかれるものも多かったが、複雑さが増すに連れ、ほどなくC言語、さらにはAdaなどのヒューマンインターフェースに配慮された高級言語が使われるようになり、機械語への変換は自動的に行われるような、またロジック図からそのまま変換の可能なツールも多数開発され実用化に入っている。このため系統的なソフトウェア開発と検証のシステムがますます重要になってきており、1990年代中頃からCASE (Computer Aided System Engineering) 分野で多くの検証ツールが開発されるようになった。またソフトウェアの信頼性について米国連邦航空局 (FAA) で

は、民間航空機に搭載されるものはRTCA/DO-178B⁹⁾をガイドラインとして開発するよう明記しており、軍用ではDOD-STD-2167⁹⁾が同種規格として制定されている。

ソフトウェアが自由に活用できるようになると、制御のきめ細かさも実際の制御対象の特性を把握した上で最適化することができるようになった。すなわち制御対象をモデル化して全体システムのシミュレーションの中に取り込んで活用するモデルベース開発の手法である。実際制御対象はブラックボックスでも良い場合もあるが、物理モデルなどが数値化されていれば、あるいは非線形な特性が細かく把握できていれば、より最適な制御ロジックを準備できる。このため現在では非常に多くの分野でこの手法が活用されるようになっており、ジェットエンジンの制御開発にも活用されている。ソフトウェアのこのような開発と検証には一般的には図5に示すV字モデルと呼ばれる手法が用いられるが、詳しくは“RTCA/DO-178Bに従ったソフトウェアの開発プロセス (IGTC2007Tokyo TS-159)¹⁰⁾”などを参照されたい。

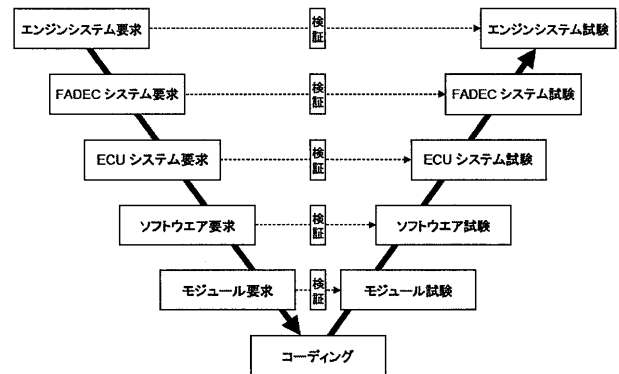


図5 V字モデルによるシステム開発と検証

3.4 複雑な制御則の採用

ソフトウェアの開発が系統的に高い信頼性の下で進められるようになってきたことで、これまで長い間検討レベルに留まっていたエンジンモデルのECU内臓、さらにモニタリング機能を充実させてエンジン劣化に対応できる最適化制御、学習制御、さらには可変サイクルエンジン制御なども実際のエンジンに採用されるようになってきた。分散化によりさらに機器毎の機能・処理速度が向上すると、特に高速で圧力信号のじょう乱を検知、解析し圧縮機のストール発生を防止することのできるアクティブストール制御なども取りこめるようになっていくと考えられる。また分散化制御でECUの処理負荷が減ると、ECUのマイクロプロセッサ能力をいっそう制御則の複雑化、高度化に振り向けることができるようになる。

3.5 電子素子における民生品の活用

ジェットエンジン用制御システムに必要な信頼性確保のため、これまででは広範囲の温度環境に対応できるMIL

規格対応品が使用されてきたが、ITの市場発展に伴い、全半導体市場の1%に満たない状況に陥ったため、多くのメーカーが同規格品製造からの撤退を決めた。またMIL規格の考え方も、これまでのような製造ラインの固定、維持による品質保証から、統計的プロセス管理による信頼性保証の考え方に移行し、民生品活用を許容するようになった。しかし、民生品を航空エンジン用電子機器に利用していくためには依然 $-54^{\circ}\text{C}\sim 125^{\circ}\text{C}$ の作動を保証せねばならないなどのジェットエンジン特有の要求が残る。温度範囲を拡大して使用する場合の部品認定、スクリーニング技術と、品質保証プロセスの構築が重要なテーマとなっている。最近では車載制御装置の搭載が進み、民生品でも25G、 $-40^{\circ}\text{C}\sim 125^{\circ}\text{C}$ に耐える仕様の素子が使われるようになってきている。さらに 200°C を超える高温に耐えるSiC(シリコンカーバイド)基板上に製造される高温用半導体も実用化に近い。

3.6 機体における電気システム化の動向

ボーイング787などの機体で採用された油空圧系の電気システム(More Electric)化を始めとして、各種機体でも同様の検討が進められている。今のところ、大型のインバータを搭載してもなお、エンジンの抽気を移送する重いダクトを廃して電気系に変えることで重量削減のメリットがあるのは大型機ならでのことであり、エンジン制御機器への適用についてはまだ機体を含めたシステムレベルでのトレードオフが必要である。実際に小型機の場合、戦闘機クラスでは全電気式飛行機(All Electric Aircraft)は1960年代から米国などで研究されているが、実用化はされていない。一方、車載制御機器でのハイブリッド化は二酸化炭素排出削減推進の旗印の下で電力制御素子、インバータの小型化が進んでおり、一般産業用に開発されるこれら素子、機器の活用も今後のキーになると思われる。特にきめ細かい電力制御の可能で高温に耐えるスイッチング素子の開発、またドライブモータの小型軽量化などで材料開発などを含め少しずつ進歩が見られる。

4. 緒言

ジェットエンジンの制御技術は精密機械・油圧技術を駆使することで初期の実績、信頼性を獲得し、安全な航

空機運航の基礎を築いた。しかしその後のIT、特にデジタル技術の発展に伴って、ソフトウェア技術、シミュレーション技術の取り込みも急速に進み、FADECを搭載したジェットエンジンは信頼性、特に安全性は機械式に比べ早期かつ一段と高いレベルで実現できるようになり、システム工学の視点からも新しい発展段階に入ったと考えられる。ITは今後も益々発展していくと考えられるが、それをいかに活用してジェットエンジンというシステムを高性能化していくかは世界中で引き続き研究が続けられている。日本でも1960年代から制御装置の研究が本格化し、最近では2重系FADECを搭載したエンジンの開発もすべて国産技術でできるようになっているが、それはまた別の機会で紹介したい。

参考文献

- (1) MIL-HDBK-217: Reliability Prediction of Electrical Equipment
- (2) MIL-STD-1635: Reliability Growth Testing
- (3) ARINC629: Multi-Transmitter Data Bus, Aeronautical Radio, Inc.
- (4) ARINC561: Air Transport Inertial Navigation System, Aeronautical Radio, Inc.
- (5) ARINC429: Mark 33 Digital Information Transfer System, Aeronautical Radio, Inc.
- (6) MIL-STD-1553B: Aircraft Internal Time Division Command/Response Multiplex Data Bus
- (7) MIL-STD-1773: Fiber Optics Medianization of an Aircraft Internal Time Division Command/Response Multiplex Data Bus
- (8) RTCA/DO-178B: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification
- (9) DOD-STD-2167: Defense System Software Development
- (10) O.Kanmoto, H.Sono, IGTC2007Tokyo TS-159, "Construction of software development process in accordance with RTCA/DO-178B policy for Aero-Engine Control System"
- (11) 佐藤, 岸本, 「航空エンジンの電子制御」, 石川島播磨技報, 昭和58年3月
- (12) 遠藤, 「航空機用ジェットエンジン・コントロールの現状と今後の課題」, 日本ガスタービン学会誌Vol.32 No.2 2004年3月

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

産業用ガスタービン用耐熱材料の変遷

岡田 郁生*1
OKADA Ikuo

鳥越 泰治*1
TORIGOE Taiji

1. まえがき

世界的エネルギー需要増加が続く一方、地球環境保全の重要性は周知のとおりであり、この観点から、発電プラントにおいても高効率コンバインドプラントの採用および更なる効率改善の努力が国内外で進められている。効率改善の主体はガスタービンであり、ガスタービン単体のみならず、コンバインドプラント全体としての熱効率はそのタービン入口ガス温度（Turbine Inlet Temperature：以後TITと称す）に大きく依存している。

図1は三菱重工業製産業用ガスタービンのTITの推移を示したものであり^{(1),(2)}、1997年より1,500℃に達し順調

に運用されている^{(3),(4),(5)}。また、図2からガスタービン単体の熱効率がTITの上昇とともに向上してきたことがわかる。近年のTITの上昇は高温部品の冷却構造の開発によるところが大きく、コーティングを含む使用材料の改良・開発の寄与も大きい。

そこで本報では、これら産業用ガスタービンの材料についてこれまでの変遷を述べ、また今後についても触れることにする。

2. ガスタービンの高温化と冷却技術の概要

ガスタービンの構造の概略を図3に示す⁽⁶⁾。これに示すとおり、その構造は吸気系、圧縮機、燃焼器、タービン

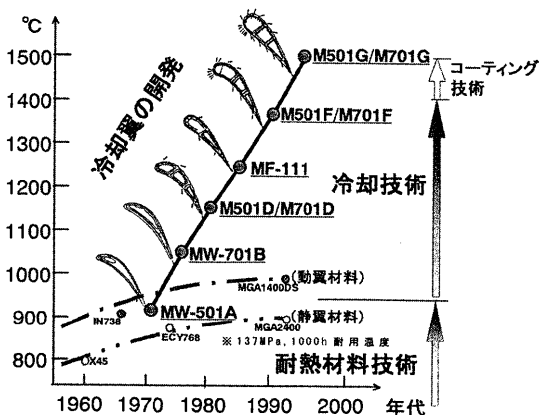


図1 三菱重工ガスタービンにおけるTITの変遷^{(1),(2)}

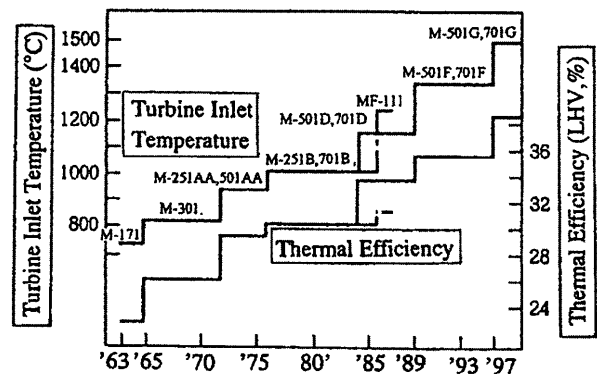


図2 三菱重工ガスタービンの熱効率⁽³⁾

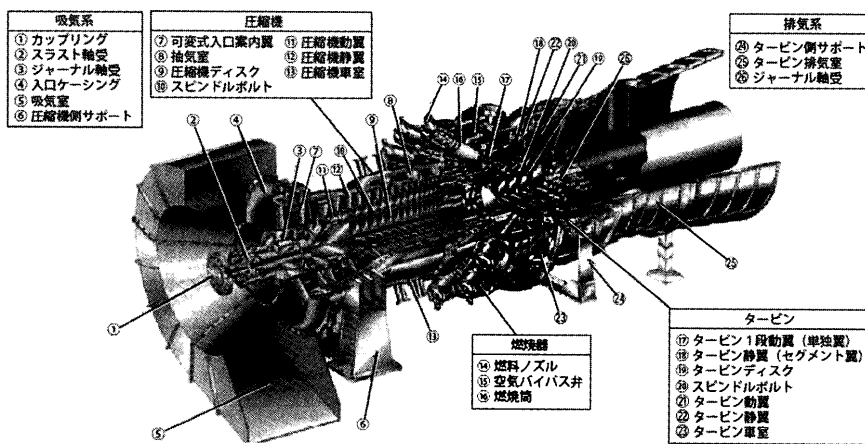


図3 M501G形ガスタービンの構造⁽⁶⁾

原稿受付 2008年3月6日

*1 三菱重工業(株) 高砂研究所 材料・強度研究室
〒676-8686 高砂市荒井町新浜2-1-1

タービン入口温度	1150°C	1400°C	1500°C
タービン1段静翼	インサートインピンフィン冷却 フィルム冷却 ピンフィン冷却	インサートインピンフィン冷却 フィルム冷却 ピンフィン冷却 TBC	インサートインピンフィン冷却 フィルム冷却 ピンフィン冷却 TBC
タービン1段動翼	マルチホール冷却	ピンフィン冷却 シャワーヘッド冷却 タービнтаイン冷却通路 フィルム冷却 TBC	ピンフィン冷却 シャワーヘッド冷却 タービнтаイン冷却通路 TBC
材料	ECY768 (Co基合金)	MGA2400 (Ni基合金)	MGA2400 (Ni基合金)
材料	U520 (Ni基合金)	MGA1400-DS (Ni基合金)	MGA1400-DS (Ni基合金)

図4 タービン1段動静翼の冷却構造の変遷⁷⁾

ン及び排気系に大別され、上述のとおりTITの上昇のため燃焼器及びタービンの高温部品に適用する冷却技術及び耐熱材料の改良、開発が進められてきた。ここでは、耐熱材料について詳細に述べる前に、冷却技術についてその概要に触れる。

図4にタービン1段動静翼の冷却構造変遷例を示す⁷⁾。初期の対流冷却から、高温化に伴いフィルム冷却、ピンフィン冷却に、1,400°C級ガスタービンでは熱負荷の高い前縁部にシャワーヘッド冷却が適用され、1,500°C級ガスタービンでは全面膜冷却 (Full Coverage Film Cooling : FCFC) が適用されている⁴⁾。更に、現在は1,700°C級ガスタービンの要素技術開発を国プロで実施中であり、冷却性能の向上を推進している。

3. ガスタービン用耐熱材料

高温部品に使用される耐熱材料開発の歴史は航空エンジンのタービン動翼用材料を中心に欧米においてなされたと言っても過言ではなく、その経過を図5に示した⁸⁾。即ち、Ni基耐熱合金にAl, Tiを添加すると γ' 相 [Ni₃(Al, Ti)] が析出して強度改善が進み、真空溶解法の適用によりこれら活性元素の多量添加が可能となり、高温強度が飛躍的に向上した。更に、一方向凝固 (多数の柱状晶の集合体で、以後、Directionally Solidified : DSと呼ぶ) 合金や、単結晶 (以後、Single Crystal : SCと呼ぶ) 合金が開発され高温強度が一層向上している。

以下に、タービン動翼、静翼、燃焼器材料について詳細を述べるとともに、遮熱コーティング (Thermal Barrier Coating:以後TBCと呼ぶ) について触れる。

3.1 動翼用耐熱材料

タービン動翼はガスタービンにおいて最も重要な部品であり、動翼材の改良・開発はガスタービンの発展に大きく寄与してきた。また、この種材料に対してはクリープ強度、疲労強度が重要特性として要求され、製造面から鍛造性や铸造性も兼ね備していなければならない。

現在では、ガスタービンメーカーのいずれもが、動翼材としてNi基耐熱合金を使用しており、他のCo基耐熱合金やFe基耐熱合金にはない優れたクリープ破断強度を有することがその採用の一番の理由である。

一般的添加元素の効果を表1に示した。上述のとおり、Al, Ti等の添加により γ' 相を析出させ高温強度を向上させている点が大きな特徴である。その他、Mo, Wによる固溶強化も強度向上に寄与し、Crは耐酸化、耐食

表1 Ni基合金の合金成分の添加効果

合金成分	添加効果
Cr	・耐食、耐酸化性の改善 (耐酸化は特に低温側で寄与大) ・ γ 相の固溶強化 ・ $M_{23}C_6$ の形成による粒内の析出強化、粒界強化
Co	・ γ 相の固溶温度上昇→ γ 相がより高温まで存在
Mo, W	・ γ 相/ γ' 相の固溶強化 (γ 相の強化が主体) ・ $M_{23}C_6$ 型炭化物の形成による析出強化、主として圧延材で粒界移動 (結晶粒粗大化) の抑制 ・ $M_{23}C_6$ の形成 (但し、形成の主体はCr)
Ta	・ γ 相の形成元素で、 γ 相の強化 (但し、 γ 相形成の主体はAl) ・部分的に γ 相の固溶強化 ・MC型炭化物の形成元素
Ti, Nb	・ γ 相の形成元素で、 γ 相の強化 (但し、 γ 相形成の主体はAl) ・Nbは γ 相、 δ 相を形成して析出強化 (γ 相の析出は合金組成に依存し、IN718, IN706のようなNi-Fe系合金では重要な析出物) ・MC型炭化物の形成元素
Al	・ γ 相の形成による析出強化 ・耐酸化性の向上 (特に高温側で寄与大)
Hf	・ γ 相の形成元素 (但し、 γ 相形成の主体はAl) ・ γ 相/ γ' 相の共晶反応を増加 ・MC型炭化物の形成元素 *特に、DS合金において、共晶反応の増加あるいはMC型炭化物の析出により、鋳造割れ抑制効果大
Re	・ γ 相の固溶強化 ・耐酸化性の改善 (但し、改善の主体はAlで、Reの効果は補足的) *特に、第2, 第3 (第4) 世代単結晶合金のクリープ強度向上効果大
C	・MC, $M_{23}C_6$ 及び $M_{6}C$ を形成し、MC及び $M_{23}C_6$ により析出強化 ・また、 $M_{23}C_6$ により粒界強化
B, Zr	・粒界を強化して延性を改善 ・Bは粒界に硼化物を形成して寄与 ・Zrは粒内にてSをトラップし、その粒界への拡散を抑制して寄与

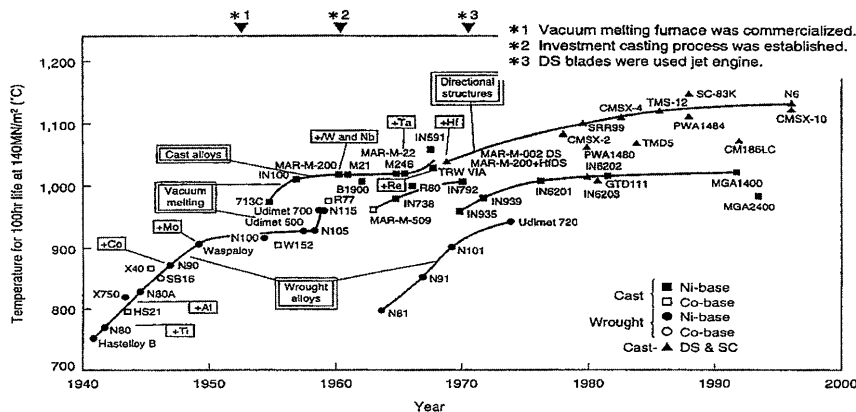


図5 耐熱材料開発の経過⁸⁾

表2 代表的動翼用Ni基耐熱合金の組成

合金	C	Cr	Ni	Co	Mo	W	Ta	Nb	Ti	Al	B	Zr	備考
C IN738LC	0.12	16.0	残	8.5	1.75	2.6	1.75	0.9	3.4	3.4	0.01	0.1	
C IN939	0.15	22.5	残	19.0	—	2.0	1.4	1.0	3.7	1.9	0.009	0.1	Ni基合金の中で最もCrが多い
W,C Udimet500	0.08	19.0	残	18.0	4.0	—	—	—	2.9	2.9	0.005	—	
W Udimet520	0.05	19.0	残	12.0	6.0	1.0	—	—	3.0	2.0	0.005	—	
W Udimet720	0.04	18.0	残	15.0	3.0	1.5	—	—	5.0	2.5	0.03	0.03	鍛造合金として最高の高温強度
W Waspaloy	0.07	19.5	残	13.5	4.3	—	—	—	3.0	1.4	0.006	0.09	
W Nimonic80A	0.06	19.5	残	—	—	—	—	—	2.4	1.4	0.003	0.06	
W Nimonic105	0.13	15.0	残	20.0	5.0	—	—	—	1.2	4.7	0.005	0.10	
W InconelX-750	0.04	15.5	残	—	—	—	—	1.0	2.5	0.7	—	—	7.0Fe
W Inconel700	0.12	15.0	残	28.5	3.7	—	—	—	2.2	3.0	—	—	
C Inco713C	0.12	12.5	残	—	4.2	—	—	2.0	0.8	6.1	0.012	0.10	低酸素環境もあり
C Rene'80	0.17	14.0	残	9.5	4.0	4.0	—	—	5.0	3.0	0.015	0.03	
C Rene'80H	0.17	14.0	残	9.5	4.0	4.0	—	—	4.8	3.0	0.015	0.03	Hf0.75
C IN792	0.12	12.4	残	9.0	1.9	3.8	3.9	—	4.5	3.1	0.02	0.10	
C Mar-M247	0.16	8.2	残	10.0	0.6	10.0	3.0	—	1.0	5.5	0.020	0.09	1.9Hf
C CM247LC	0.07	8.4	残	10.0	0.5	9.5	3.1	—	0.8	5.5	0.015	0.01	1.4Hf
C GTD-111	0.12	14	残	9.5	1.5	3.8	2.8	—	4.9	3.0	—	—	
C MGA1400	0.08	14.0	残	10.0	1.5	4.3	4.7	—	2.7	4.0	—	—	

性に効果がある。σ相等有害相の析出を抑えつつ、これら添加元素をバランスよく添加している。

表2に代表的動翼用Ni基耐熱合金の組成を示した。これらNi基耐熱合金には鍛造合金と鍛造合金が存在し、Udimet720合金は鍛造合金の中で最も高強度の合金として開発された。

現在は、鍛造合金が主流となっており、それは精密鍛造技術（ロストワックス法）の発展と、複雑な内部冷却構造付与の要求による。普通鍛造合金（以後、Conventional Casting: CC合金と呼ぶ）の代表的なものとしてIN738LC, IN792, IN939, GTD111やMar-M247LC等が有り、IN939はこれらの中では最もCr濃度が高く良好な耐食性も兼ね備える合金である。またIN738LCは産業用ガスタービンの動翼材として最も一般的な合金であり、GE社はこれの高温強度を上回る合金としてGTD111を開発した。国内では、三菱重工業がMGA1400を開発しており⁽⁹⁾、量産機動翼材として本格的に適用されている。

マイクロ組織の代表例として鍛造合金であるUdimet520と鍛造合金としてIN738LCを図6に示した。Udimet520は再結晶組織を示しているのに対し、IN738LCは鍛造合金の特徴であるデンドライト状組織を呈しており、またUdimet520のγ'相はIN738LCと比較して微細であり、量的にも少ない。

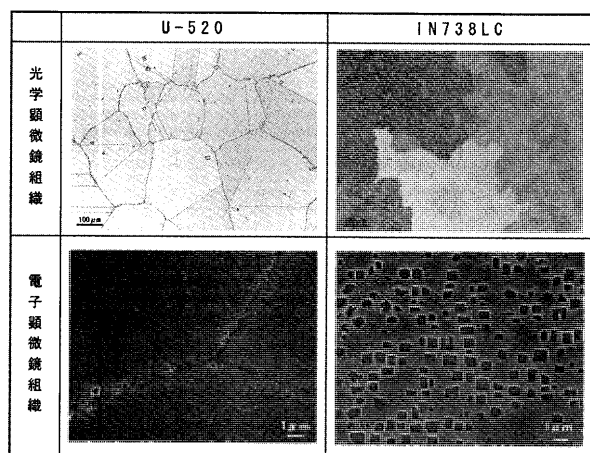
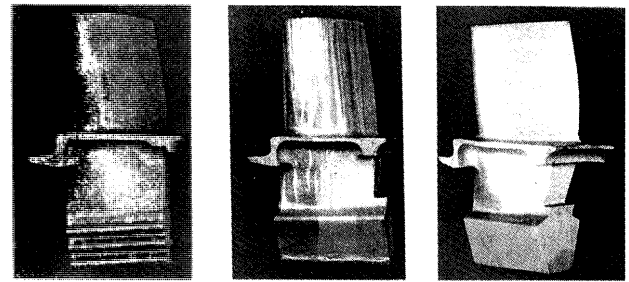


図6 U520, IN738LCのマイクロ組織



(a) 普通鍛造翼 (b) 一方凝固翼 (c) 単結晶翼

図7 CC, DS, SC合金翼のマクロ組織

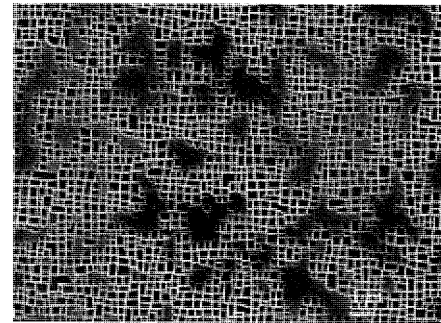


図8 CMSX-4合金のγ'組織

鍛造合金で特筆すべき点はDS技術およびSC技術の開発、適用が挙げられる。一般に、多結晶耐熱合金の場合、高温かつ引張応力作用下では作用応力に垂直な結晶粒界で破壊する傾向にある。この耐熱合金の弱点とも言える応力に垂直な粒界を無くするため、DS技術が開発され、更に合金組成の改良も加えられ、高温強度の向上が図られてきたことは周知のとおりである。図7にCC翼と比較して、DS, SC翼のマクロ組織を示した。また、図8にはSC合金であるCMSX-4のγ'相を示しており、上述のUdimet520, IN738LCと比較して矩形状形態が発達し、また整列した析出傾向を有している。

ここで、方向凝固技術の歴史について少し触れることにする。1964年にPWA社がDS技術の開発に着手し、1969年より軍用航空エンジンに、更に1974年から商用航空エンジンに採用した。またSC技術は1966年に同じくPWA社がこれを開発し、1982年より商用航空エンジンに適用した。

産業用ガスタービンでは、GE社が1987年にMS5002の1段動翼にGTD111DSを採用したのが初めてである。三菱重工業でも1994年よりMF111形1段動翼に、また1997年よりG形1段動翼にDS翼（MGA1400DS, CM247LC）の適用を開始した⁽¹⁰⁾。一方、SC翼は1990年にソラー社が10MW級のMars100にCMSX-4を単結晶翼として初めて適用し、その後、大型ガスタービンでもGE社のRene'N5等が適用されている。

SC合金の課題として、大型翼ではCC及びDS合金よりも格段に鍛造が難しく、鍛造コストが高くなることが挙げられる。また、材料特性の面では、CC, DS合金と比較しクリープ破断強度および引張のクリープダメージが

重畳した疲労強度，いわゆるクリープ疲労強度が優れることは周知のとおりであるが，圧縮クリープダメージが重畳したクリープ疲労強度が低下しやすいことに留意しなければならない⁽⁷⁾ (図9)。

表3に，代表的なDS及びSC合金の組成を示した。なお，SC合金世代の定義は，概略，第1世代合金：Reを無添加，第2世代：Reを～3%添加，第3世代：3～6%添加，第4世代：第3世代に更にRuを添加したものとされている。但し，MC-2はReが無添加でもその強度レベルから第2世代に分類されているようだ。

図10は代表的な単結晶合金のクリープ破断強度を示し

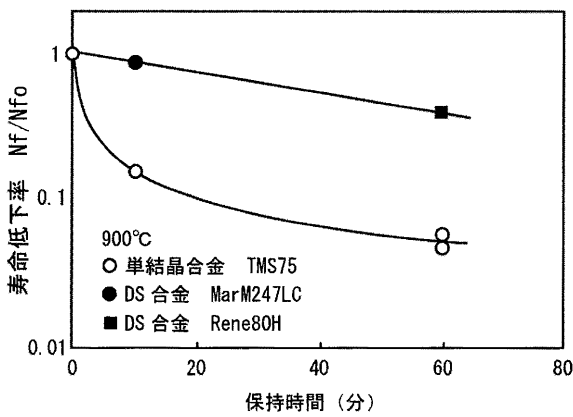


図9 単結晶合金の熱疲労強度低下⁽⁷⁾

表3 代表的DS, SC合金の化学組成 (wt%)

Table with columns for alloy name, balance, and various elements (Ni, Cr, Co, Mo, W, Ta, Ti, Al, Hf, Re, C, B, Others). It lists compositions for DS alloys (Mar-M200H, Mar-M247LC, CM247LC, CM186LC, GTD1110S, MCN4002S) and SC alloys (MASAR100, SR90, YH 61, MQ-2, CMSX-2, CMSX-4, CMSX-10, PWA1480, PWA1483, PWA1484, ReneN4, ReneN5, ReneN6, TMS-82+, TMS-75, TMS-138, TMS-164).

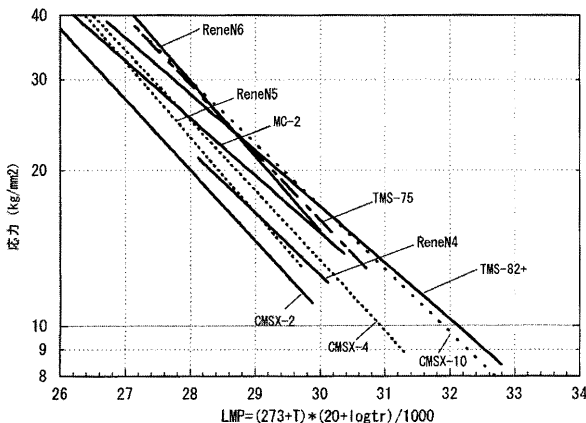


図10 代表的単結晶合金のクリープ破断強度^{(18), (19), (20)}

ており，Reなどのレアメタルの添加，および他成分の最適化により強度が上昇する傾向にある。一方，これらレアメタルの添加は合金としてのコスト高を招くことを十分念頭に置かねばならない。

3.2 静翼用耐熱材料

タービン静翼材料には，その使用条件から熱疲労強度，クリープ強度が重要特性として要求され，製造面では铸造性，溶接性が重要となる。一般に，静翼は精密铸造技術により製造され，Co基铸造合金が多く用いられている。これは，Co基合金が疲労強度や耐食性に優れており，付属品の接合のために不可欠な溶接性がNi基合金よりも良好であることによる。但し，入り口ガス温度の上昇に伴うクリープ変形，具体的には片持ち構造に伴う翼の倒れ抑制の観点から，よりクリープ強度の高いNi基铸造合金が使用される場合もある。

Co基合金における一般的添加元素の効果を表4に示した。また，代表的合金の組成は表5に示すとおりであり，GE社ではX-40 (Co基) やCr量を増加したFSX414 (Co基) を使用し，高温化に起因した翼の倒れに対応するため溶接性とクリープ強度に優れるGTD222 (Ni基) を新たに開発し適用している。三菱重工業では，X-45 (Co基)，及びCo基合金の中で最もクリープ強度に優れたECY768を適用している。また，GE社のGTD222と同様に，翼の倒れ抑制のためIN939の高温強度を維持しつつ溶接性を改良したMGA2400 (Ni基) を自ら開発し本格的に使用している⁽⁹⁾。なお，Co基合金のマイクロ組織代表例としてECY768のそれを図11に示した。铸造合金特

表4 Co基合金の合金成分の添加効果

Table with columns for alloy component and its effect. Components include Cr, Mo, W, Ta, Nb, Ti, Al, Ni, C, and B, Zr. Effects range from improved oxidation resistance to grain boundary strengthening.

表5 代表的な静翼用耐熱合金の組成 (wt%)

Table with columns for alloy name, balance, and various elements (C, Cr, Ni, Co, Mo, W, Ta, Nb, Ti, Al, B, Zr). It lists compositions for alloys like X-40, X-45, FSX414, Mar M509, ECY768, GTD484, IN939, IN792, Rene 77, Udinet500, Nimcast242, LCN155, A286, GTD222, MGA2400, and IN738LC.

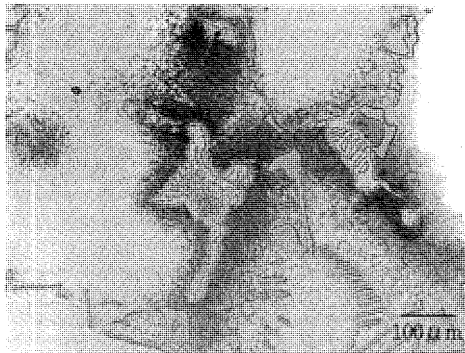


図11 ECY768合金のマイクロ組織

有の組織を呈しており、またMCやM₂₃C₆型炭化物（MはCrが主体）が析出している。

その他、最近の例では、1段静翼に高強度のNi基SC及びDS合金を適用する場合があります、溶接性を犠牲にしつつも熱疲労強度の改善に主眼を置いているとされ、一例としてアルストーム社のCMSX-4が挙げられる。

3.3 燃焼器用耐熱材料

燃焼器用材料には、その使用条件からクリープ強度、疲労強度が重要特性として要求され、製造面からは板金加工性や溶接性が求められる。また代表的材料として表6に示すNi基合金、Co基合金、オーステナイト系ステンレス鋼が使用されているが、クリープ及び疲労強度に加え、耐食・耐酸化性の観点からいずれも概ね20%以上のCrが添加されている。

全般にはNi基合金（圧延材）が主流であり、HastelloyXが多く使用されている。また、Co基合金にも強度、製造面ともに優れているHA188が存在するがNi基と比較してコスト高である。HastelloyXよりも高強度のNi基合金としてGE社が尾筒に使用しているNimonicC263があり、三菱重工業でも高サイクル疲労強度及び曲げ加工性の向上を図ったTomilloyを開発実用化している⁽¹¹⁾。

その他、NimonicPK33やM252のようにγ'相を析出させ更に強度を向上させたNi基合金も存在するが、その場合上述のHastelloyX等固溶強化合金よりも熱処理工程が増し、また板金加工性も低下するので、これらを十分に考慮の上適用する必要がある。

表6 代表的な燃焼器用耐熱合金の組成 (wt%)

合金	C	Cr	Ni	Co	Mo	W	Ti	Al	Fe	他	備考
Hastelloy	0.10	22.0	残	1.5	9.0	0.6	-	18.5	-	-	最も多く使用される
Nimonic75	0.10	19.5	残	-	-	-	0.4	-	3.0	-	
Nimonic C263	0.06	20.0	残	20.0	5.9	-	2.15	0.45	-	0.0018 0.022r	γ' 析出強化型
RA333	0.05	25.0	残	3.0	3.0	3.0	-	-	18.0	-	
Inconel617	0.07	22.0	残	12.5	9.0	-	0.3	1.0	-	-	
Tomilloy	0.07	22.0	残	8.0	9.0	3.0	0.3	1.0	-	0.0038	γ' 析出強化合金
Haynes alloy18	0.10	22.0	22.0	残	-	14.0	-	-	1.5	0.08La	
L605	0.10	20.0	10.0	残	-	15.0	-	-	-	-	
Incoloy800	0.07	25.0	32.5	-	-	-	0.38	0.38	残	-	
AISI 310S	0.07	21.0	20.0	-	-	-	-	-	残	-	
NimonicPK33	0.04	19.0	56	14.0	7.0	-	2.0	1.9	-	0.0038	
M252	0.15	20.0	55	10.0	10.0	-	2.6	1.0	-	0.005B	(参考)

3.4 遮熱コーティング

遮熱コーティング（TBC）は、熱伝導率が低く遮熱を担うセラミックス層と、セラミックス層と母材との密着性、耐食・耐酸化性向上を目的とした金属結合層の2層構造で（図12）、セラミックス層は大気プラズマ溶射（APS）法によりZrO₂・MgO系、ZrO₂・Y₂O₃系が、また金属結合層は低圧プラズマ溶射（LPPS）法によりMCrAlY（M：Ni, NiCo, Co）が一般に溶射されている⁽¹²⁾。

TBCは燃焼器には早くから使用されて来たが、約0.3mmのセラミックス層によりメタル温度を50~100℃低下でき非常に有効な手段であるので、高温ガスタービンの動翼、静翼の高温ガス側面に耐食・耐酸化コーティングに代わり施工されるようになった。

TBCの一層の耐久性向上に関する研究として、セラミックス層の電子ビーム物理蒸着（EB-PVD）法による溶射と、金属結合層の耐酸化性改善があげられる。

EB-PVD法によるセラミックス層は図13に示すとおり柱状晶状の組織であり、熱応力が緩和されやすいため従来のAPS法によるそれより耐久性が優れている⁽¹³⁾。しかし、装置が高価で、成膜がAPS法に比べ遅いためコストは高い。EB-PVD法によるTBCは航空エンジンでは既に実用されているので、大型翼に対する製造性の改善が進めば産業用ガスタービンへの適用も加速されると考えられる。

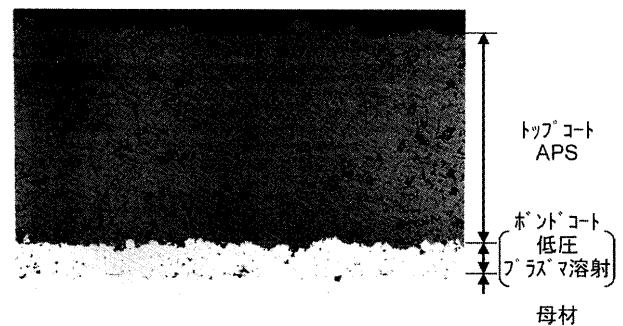


図12 遮熱コーティングのマイクロ組織^{(12),(13)}

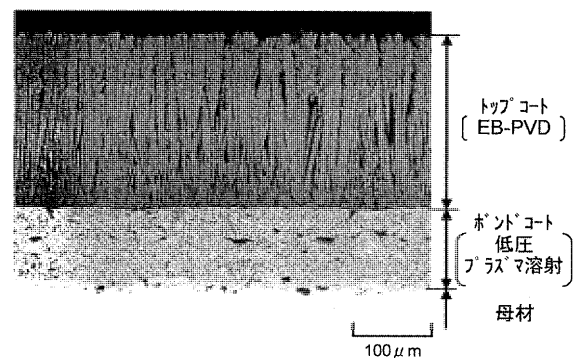


図13 EB-PVD法により成膜された遮熱コーティングのマイクロ組織^{(12),(13)}

4. 将来材料

ガスタービン用将来材料として、従来よりODS合金、共晶合金、セラミックス等が注目されてきた(図14)⁽¹³⁾。しかしながら、依然として実機への適用は捗っておらず、広範囲な利用に向けて更なる改良・開発が必要である。

そこで、1700℃ガスタービンの要素技術として開発推進中の新規動翼材とTBCに関しその概略を以下に述べる。

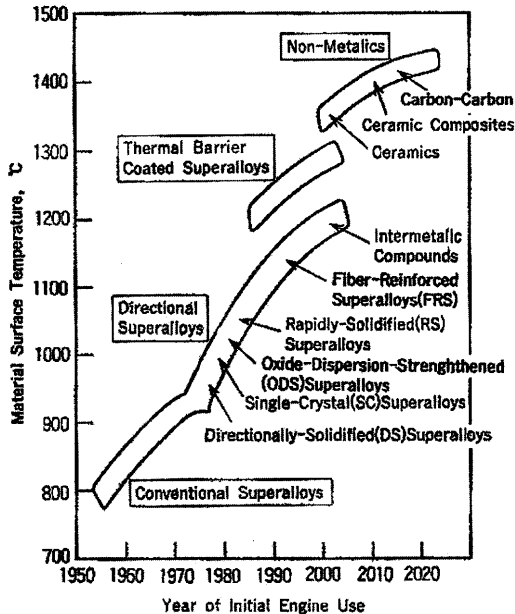


図14 各種耐熱材料の開発動向⁽¹³⁾

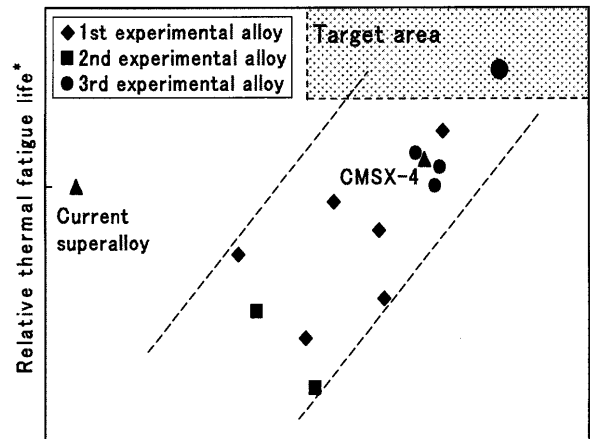
4.1 動翼材⁽¹⁴⁾

1700℃級ガスタービンでは動翼の耐用温度を大幅に向上させる必要があり、現用のDS合金に代わりSC合金の実用化が要求されている。しかし、前述のように産業用大型SC翼の実現のためには、クリープ疲労強度の改善、鋳造性の確保、および素材コストを含めた製造コストの低減を念頭に置く必要がある。

物質・材料研究機構(NIMS)はこれまで精力的にSC合金の開発研究を実施しており、新規合金開発について世界トップレベルの経験・知見を有しており、1700℃級動翼用単結晶合金の開発も三菱重工業と連携して実施している。

Ni基SC合金の開発は、各研究機関が合金設計技術を駆使して材料特性を予測して行われてきた。また、近年では熱力学平衡計算のThermo-Calc⁽¹⁵⁾が広く一般的に使用されている。これに対して、NIMSでは豊富な材料データベースを利用して各種組織因子や高温特性を予測し最適合金組成を決定する合金設計プログラム(NIMS-ADP)⁽¹⁶⁾を開発しており1700℃級ガスタービン国プロでも活用している。

これまでに開発合金の材料特性は図15に示すとおりであり、クリープ特性と熱疲労強度特性を兼備し開発目標を満足している。基本的な鋳造性も良好であり、図16に示すように小型試作翼も問題無く製造できる。今後は材



Relative creep rupture life**

* 900℃⇔400℃ Δε=1.3% Hold in compression
** 900℃×392MPa

図15 各種合金のクリープ疲労特性⁽¹⁴⁾



図16 試作単結晶翼の外観⁽¹⁴⁾

料特性データの充実等を図り、早期の実機検証試験を目指す計画である。

4.2 TBC⁽¹⁷⁾

1700℃級ガスタービンでは性能向上のためトップコートの表面温度やボンドコートの温度が従来以上に高くなるため、現用材(Yttria Stabilized Zirconia: YSZ)では遮熱性能や材質の安定性が不十分である。トップコートについては遮熱性能向上のために熱伝導率を、また耐剥離性を高めるために線膨張係数を指標とし、先進材料計算(第一原理バンド計算)システムを用いて候補材料の抽出を行った。溶射用粉末造粒技術や溶射成膜技術の開発を経て、TBC皮膜としての特性評価した結果、YSZよりも20%以上低熱伝導率で、良好な熱サイクル耐久性を示した。また、ボンドコートは高い延性を有し、耐酸化性は通常のCoNiCrAlYよりも温度で50℃程度向上した(図17、図18)。

今後、新規開発したこれらトップコート材料、ボンドコート材料は、製造技術の最適化、長時間材料特性評価を実施して経年変化特性等を把握し、実用性の検証を進める計画である。

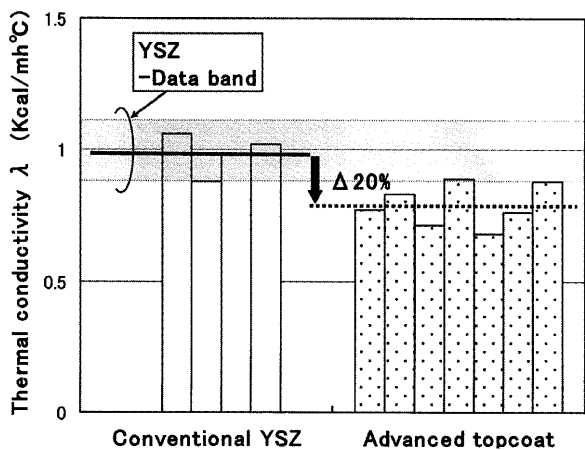


図17 TBCの熱伝導率測定結果⁽¹⁷⁾

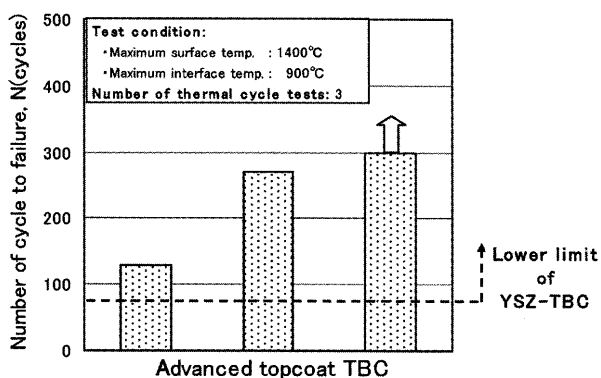


図18 TBCの熱サイクル試験結果⁽¹⁷⁾

5. あとがき

高効率コンバインドプラントの主機であるガスタービンについて、その発展を支えてきた耐熱材料に関し、開発の歴史を振り返りつつ適用状況を述べた。

エネルギー資源、環境保全の観点から、コンバインドプラントは今後も中心的役割を担うものであり、これらに使用される耐熱材料、コーティングも引き続き重要な役割を果たすので、更なる特性改善、開発が期待される。

参考文献

- (1) 枝廣ほか, 三菱重工技報, 28-1(1991)1-6
- (2) 塚越ほか, 日本ガスタービン学会誌, 25-100(1998)2-7
- (3) 佐伯ほか, 日本ガスタービン学会誌, 24-93(1996), 43
- (4) S.Amagasa, et al., J.of Engineering for Gas Turbine and Power, 116(1994-7), 597
- (5) I.Fukue, 1995 Yokohama International Gas Turbine Congress, 95-YOKOHAMA-IGTC-146(1995)
- (6) 堤ほか, 三菱重工技報, Vol.40 No.4 (2003_7)
- (7) 佐近, 第一回「革新的製造シミュレーション技術」シンポジウム 講演集(2001)
- (8) W. J. Molloy, Investment-cast Superalloy a Good Investment, Advanced Materials Process 10 / 90, 23
- (9) I.Okada, Development of Ni Base Superalloy for Industrial Gas Turbine, Superalloys 2004
- (10) 河合ほか, 三菱重工技報, 31-4(1994-7)
- (11) 辻ほか, 鉄と鋼, 77(1991)4, 104-111
- (12) T.Torigoe, et al., Materials Science Forum Vols. 522-523 (2006) pp. 247-253
- (13) 河合, ほか, エネルギー・資源 18-3(1997)230-236
- (14) Ikuo Okada et al., Development of Ni -base Single-Crystal Superalloy for the Next Generation Gas Turbine blade, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo December 3-7, (2007), TS077
- (15) N.Saunders, Superalloys 1996, Ed. By R.D. Kissinger et.al, p.101
- (16) H.Harada, K.Ohne, T.Yamagata, T.Yokokawa and M.Yamazaki, Superalloys 1988, p.733
- (17) Taiji TORIGOE et al., Development of Low Thermal Conductivity Thermal Barrier Coating for the Next Generation 1700°C Class Gas Turbine, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo December 3-7, (2007), TS085
- (18) W.S.Walston et al., ReneN6 Third Generation Single Crystal Superalloy, Superalloy, 1996 P27-34
- (19) G.L.Erickson, The Development and Application of CMSX-10, Superalloy, 1996 P35-44
- (20) NIMS Technical paper, Second Generation Single Crystal Superalloy TMS-82+, Aug. 2004 等

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

航空エンジン用材料の変遷

中村 武志*¹

NAKAMURA Takeshi

Key Words : Gas Turbine, Titanium alloy, Nickel base alloy, Polymer Matrix Composite, Ceramics Matrix Composite

1. はじめに

航空エンジンの主流であるジェットエンジンは第2次大戦中のドイツにおける実用化開発以来70年近く経過し、推重比は1940年代の1から約8倍に、タービン入口温度は800℃から1600℃に上昇した。このようなエンジン性能の向上に、材料の果たした役割は極めて大きい。

開発当初はバイパス流のないターボジェットエンジンがほとんどであったが、近年の航空エンジンは推進効率を高めたターボファンエンジンが主流となっている。ターボファンエンジンの概念図を図1に示す。ターボファンエンジンは、一般的に、ファン、低圧圧縮機、高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン、低圧タービンから構成される。高圧圧縮機と高圧タービン、ファン・低圧圧縮機と低圧タービンが、それぞれ高圧軸、低圧軸によりシャフトで結合され、高圧タービンは高圧圧縮機を、低圧タービンはファン・低圧圧縮機を駆動させる2軸形態となっている。

図2に航空エンジンの主要部位の環境温度と材料温度の概要¹⁾を示す。外気が圧縮機で昇圧されると600℃以上になり、燃焼器以降では環境温度が現在使われているニッケル (Ni) 基超合金の融点 (1400℃前後)、耐用温度 (1000℃程度) を大きく超えている。そのため、圧縮機で昇圧した空気の一部を冷却空気として消費する必要がある。エンジン性能を示す代表的な指標に、推重比 (単位エンジン重量あたりの推力) とタービン入口温度がある。推重比は軽量・高出力の指標であり、タービン入口温度は高出力・高効率の代表的な指標である。軍用および民用エンジンの推重比の変遷を図3(1)²⁾に、タービン入口温度の変遷を図3(2)²⁾示す。

近年、地球環境保全という社会的要請ならびに空港周辺環境に対する要求から、航空エンジンに対しても排出物 (CO₂, NO_x) 低減および騒音低減が強く求められている。これらの要求の中で、CO₂低減の対策の一つに燃費低減が挙げられる。燃費低減に効くのは、エンジン

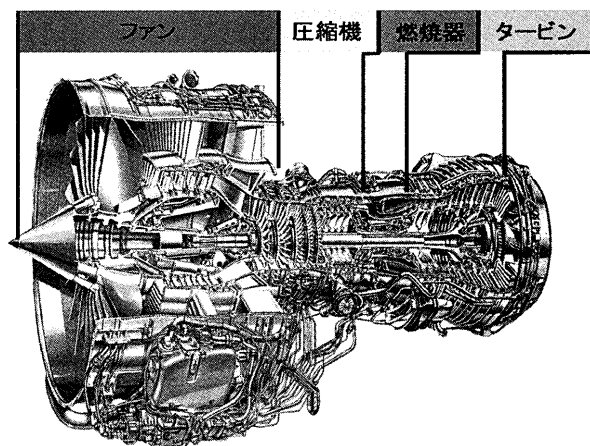


図1 航空エンジン概念図

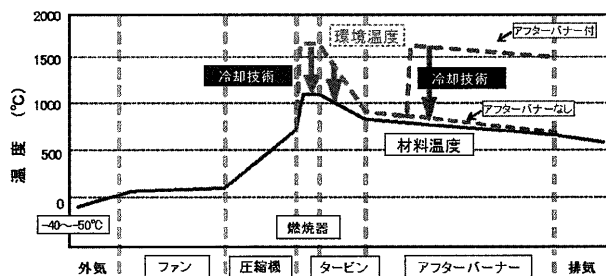


図2 エンジン主要部位の環境温度と材料温度の概要¹⁾

の熱効率向上 (タービン入口温度を高める、冷却空気を削減する等) がある。

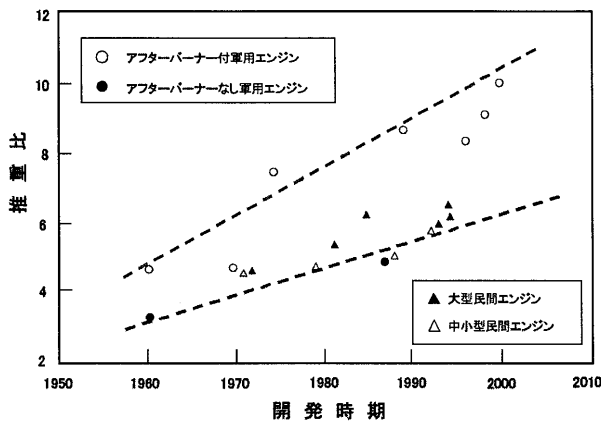
エンジンの軽量化には軽量材料の適用範囲拡大、熱効率向上にはタービン材料の耐熱温度向上が考えられる。これまで、チタン (Ti) 合金と一部に樹脂系複合材料 (PMC: Polymer Matrix Composite)、金属間化合物 TiAl の導入による軽量化、Ni 基合金を中心とした耐熱温度向上が図られてきた。今後も、更なる高温化、軽量化が強く求められる。高温化に対しては、炭化ケイ素 (SiC) 系に代表されるセラミックス基複合材料 (CMC: Ceramics Matrix Composite) の開発も積極的に行なわれている。

以下に、主要な金属材料と複合材料について示す。

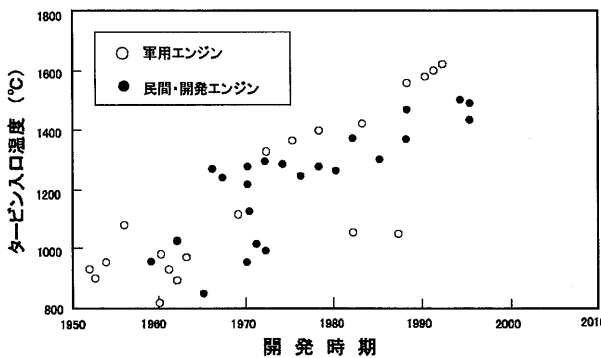
原稿受付 2008年2月4日

* 1 株式会社 I H I

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229



(1) 推重比の変遷



(2) タービン入口温度の変遷

図3 エンジン性能を示す代表的な指標²⁾

2. 航空エンジン用材料への要求特性

航空エンジンは低温部から高温部、静止部と回転部と様々な機能を持つ部位からなり、部位・部品ごとに材料に要求される特性も異なる。表1³⁾は主要部位の代表的な部品とそれらに必要な材料要求特性を示したものである。エンジン入口のファンから圧縮機では鳥、氷、小石などの異物飛込み損傷 (FOD: Foreign Object Damage) に対する耐衝撃性や耐湿式腐食性が、高温となる燃焼器やタービンでは熱ひずみによる耐熱疲労、耐酸化性が必要である。回転部品である動翼、ディスク等は起動停止のサイクルで発生する応力に対する強度 (疲

表1 代表的な部品とそれらに必要な要求特性³⁾

部位	部品	要求特性							現用材料	
		耐環境性		機械的特性						
		耐食	耐酸化	剛性	衝撃性	靱性	疲労	熱疲労		クリープ
ファン	動翼	△	-	-	○	△	○	-	-	Ti合金, PMC
	静翼	△	-	△	△	-	△	-	-	Ti合金, Al合金, PMC
	ディスク	△	-	-	-	○	○	-	-	Ti合金
	ケース	△	-	△	△	-	○	-	-	Ti合金, Al合金, PMC
圧縮機	動翼	△	-	-	○	△	○	-	-	Ti合金, Ni基合金
	静翼	△	-	△	△	-	△	-	-	Ti合金, Ni基合金
	ディスク	△	-	-	-	○	○	-	-	Ti合金, Ni基合金
	ケース	△	-	△	△	-	○	-	-	Ti合金, Ni基合金
シャフト		△	-	○	-	○	○	-	-	Ti合金, 特殊鋼, Ni基合金
燃焼器	ライナ	-	△	-	-	-	-	○	○	Ni基合金, Co合金
	動翼	-	△	-	△	△	○	○	○	Ni基合金
タービン	静翼	-	△	-	△	-	-	○	△	Ni基合金, Co合金
	ディスク	-	△	-	-	○	○	-	○	Ni基合金
	ケース	-	△	△	-	-	○	○	○	Ni基合金
			-	△	△	-	-	○	○	Ni基合金

○: 必須 △: 重要

勞強度), 運航中の遠心力に対する強度 (クリープ強度), 振動に対する強度が重要で, 万一損傷が生じても定期検査までの間に破損に至らない損傷許容性が不可欠である。また, 静止部品であるケースなどでは剛性も重要である。

3. 適用材料の変遷と動向

図4⁴⁾に航空エンジンに適用されている材料の変遷を示す。1960年代はFe系の適用割合が高いが, 現在ではNi, Tiの適用割合が7~8割と高く, 他産業の製品に比べ特殊な材料を必要としていることが分かる。

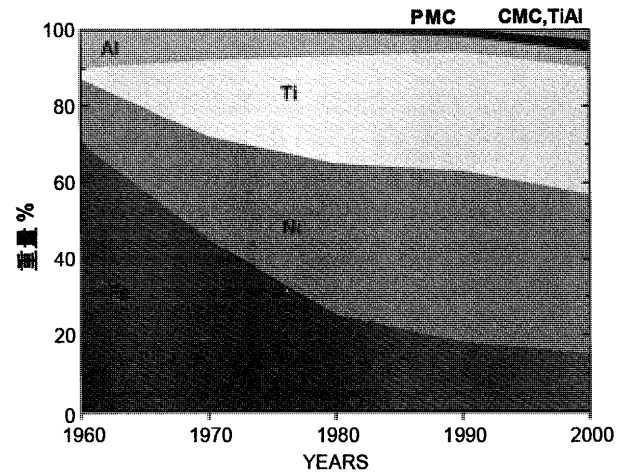


図4 航空エンジン用材料の適用割合の変遷⁴⁾

3.1 金属材料

(1) Ti合金

Tiは比重が4.5g/cm³程度と軽量で, 耐食性があり, 強度も高いことから注目されてきた材料である。1948年に原料となるTiO₂の還元を米国が工業化して以来, 数々のTi合金が実用化され, 使用温度が500℃以下のファンや圧縮機に利用されている。ファンケースのような複雑形状の静止部品は鋳造材が適しているが, ディスクや動翼の回転部品および静翼には強度が要求されるため鍛造材が用いられている。

一般にTi合金は α (稠密六方) と β (体心立方) の2つの相を持つ。添加元素Alは α 安定化元素であり, Al増加に従い α 相の体積率が増加する。V, Mo等は β 安定化元素であり, これらの元素の増加に従い β 相の体積率が増加する。

図5²⁾にこれら航空エンジン用Ti合金の変遷を示す。ファンや圧縮機前段のディスク, シャフトでは高強度, 高靱性が要求され, $\alpha + \beta$ 合金が適用されている。一方, 圧縮機の後段のNi合金と置き換えるために, 耐熱性に優れたNear α 合金が開発され, 実用化が進められている。また, 一般に難加工であるTi合金の塑性加工性と強度を改善した β 合金も開発されている。 $\alpha + \beta$ 系の代表的合金として, 中強度で製造性の良いTi-64がある。Ti-64は初期に開発された合金であるが, 製造性や特性のバランスが良く, 現在においても幅広く使用される。この

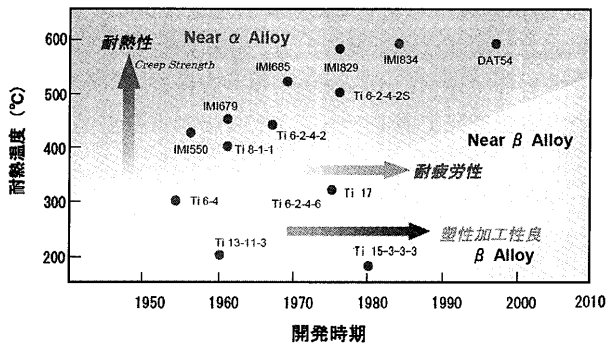


図5 航空エンジン用Ti合金の変遷²⁾

他、高強度合金としては、β安定化添加元素を変更したTi-17があり、耐力はTi-6-4に比べ約20%高く、靱性、クリープ特性にも優れ、十分な延性を有し、加工性も優れている。一方、耐熱TiであるNear α合金は、Ti-8-1-1、Ti-6-2-4-2、IMI834などが実用化されている。また、国内では、IMI834にMoを添加して更なる高温強度の向上を図ったDAT54が開発され、圧縮機動翼・ディスクへの適用研究が進められている。これにより、Ni基合金の一部をTi合金に置き換えることができ、軽量化が進むと考えられる。

(2) Ni基合金

Ti合金が使用できない高温域では、耐熱材として主にNi基合金が用いられる。Ni基合金は比重が8~9 g/cm³程度で、耐熱性、耐食性に優れる。適用部品によって求められる特性が異なるため、タービン翼用材料とディスク用材料とに大きく2分される。以下にこれらについて述べる。

(a) タービン翼用材料

図6⁵⁾にタービン翼用材料の変遷を示す。タービン翼用材料として、かつてはCo基合金やNi基合金の鍛造材が使用されていたが、現在のタービン翼材にはNi基合金の鍛造材が主に用いられている。

鍛造法には普通精密鍛造 (CC: Conventional Casting) の他に、回転による遠心力で生じる応力を受けるタービン翼スパン方向に垂直な結晶粒界を無くすという発想から生まれた、一方向凝固 (DS: Directional

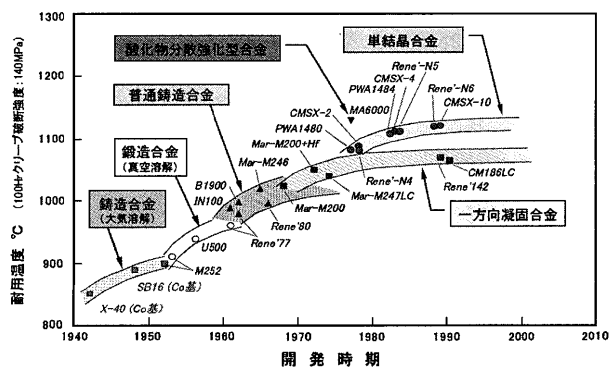


図6 タービン翼用材料の変遷⁵⁾

Solidification) および単結晶 (SC: Single Crystal) と呼ばれる鍛造法がある。DSおよびSCは1965年頃P&W社によって開発され、その有効性から現在でも広く適用されている。DS、SC材の特性には強い異方性があり、方向性凝固によりタービン翼のスパン方向に優先的にクリープ強度の高い [001] 結晶方位を成長させることができ、弾性係数もCC材の約半分と小さいので熱疲労にも強い。しかし、DS、SC材には一般にCC材に比べて高価な合金元素が添加されており、さらに、方向性凝固をさせることによりCC材に比べてDS、SC材の部品は製造コストが高くなる。また、世界的な素材コストの高騰を受け、使用条件を考慮して、低温部位にはCC材、高温部位にはDSもしくはSC材と使い分けることも重要である。図7⁶⁾にCC、DS、SC材の翼の外観を示す。結晶粒が確認しやすいようにエッチングを行ったものであるが、遠心力の負荷される翼の上下方向の結晶粒界がCC、DS、SC材で異なることが分かる。

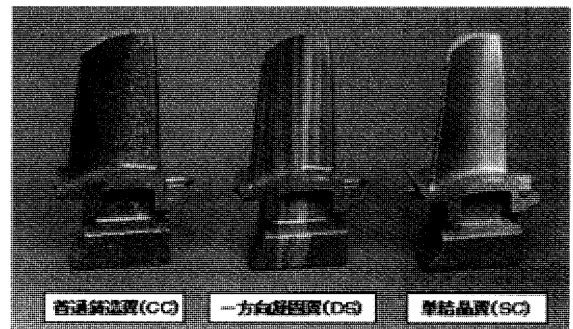


図7 CC/DS/SC材翼の外観⁶⁾

表2 代表的なSC材の化学組成²⁾

材料	元素 (wt%)															
	Al	Ti	Ta	Nb	Mo	W	Re	C	B	Y	Hf	Cr	Co	Ru	Ni	
第1世代 SC	PWA1480	5.0	1.5	12.0	-	4.0	8.0	-	-	-	-	-	10.0	5.0	-	Bal.
	CMSX-2	6.0	1.0	6.0	-	1.0	8.0	-	-	-	-	-	8.0	5.0	-	Bal.
	Rene'N4	3.7	4.2	4.0	0.5	2.0	6.0	-	-	-	-	-	9.0	8.0	-	Bal.
第2世代 SC	PWA1484	5.6	-	9.0	-	2.0	6.0	3.0	-	-	-	0.10	5.0	10.0	-	Bal.
	CMSX-4	5.6	1.0	6.5	-	0.6	6.0	3.0	-	-	-	0.10	6.5	10.0	-	Bal.
	Rene'N5	6.2	-	6.5	-	1.5	5.0	3.0	0.05	0.004	0.01	0.15	7.0	7.5	-	Bal.
第3世代 SC	CMSX-10K	5.7	0.3	8.4	0.1	0.4	5.5	6.3	-	-	-	0.03	2.3	3.3	-	Bal.
	Rene'N6	6.0	-	7.0	0.3	1.0	6.0	5.0	0.05	0.004	0.01	0.20	4.0	13.0	-	Bal.
	TMS-75	6.0	-	6.0	-	2.0	6.0	5.0	-	-	-	0.10	3.0	12.0	-	Bal.

SC材は、CC材やDS材に必要な粒界強化元素を除くことができ、融点を高くする新しい合金設計が可能となる。SC材の化学組成を表2²⁾に示す。第1世代は主にW、Mo、Taなどの重元素添加により粒内強度を向上させている。

第2世代は、Re等の添加により第1世代に比べて約25℃高い温度での使用が可能である。さらに、重元素のバランスとReの添加量を増やし、第2世代よりも優れた第3世代の開発が行われた。現在では、エンジンの高性能化、タービン部の温度上昇により、第3世代に比べてさらに約25℃高い温度での使用が可能となる第4世代の開発競争が行われている。代表的な第4世代SCとして、

独立行政法人物質・材料研究機構（NIMS：National Institute for Materials Science）と株式会社IHIで共同開発したTMS-138が挙げられる。本合金は、白金族のRu等の添加により高温安定性を増し、世界トップレベルのクリープ強度が得られている⁷⁾。

タービン翼では、熱伝導度の低いセラミックスを遮熱コーティング（TBC：Thermal Barrier Coating）として金属部品の上に施工し、メタル温度を低く抑えることが有効である。メタル温度を低く抑えることで部品の寿命を延ばすことができる。また、耐熱部品にTBCを施工し、冷却空気を削減する、もしくは燃焼ガス温度を高くし、タービン入口温度を高くすることができる。

TBCは1970年台に民間航空エンジンの高温部に適用され始めた。部分安定化ジルコニア（ZrO₂）を表面トップコートに用いるのが一般的である。ZrO₂は酸化物の中でも安定であり、基盤のNi基合金に近い熱膨張係数を持つため、TBCに適している。相変態に伴う体積変化を抑えるため、イットリア等で安定化している。原料であるセラミック粉末をプラズマで溶かし吹き付ける大気プラズマ溶射（APS：Atmospherically Plasma Sprayed）や、電子ビーム物理蒸着（EB-PVD：Electron Beam Physical Vapor Deposition）による施工方法で主に行われている。EB-PVDによるセラミックトップコートは、コーティングの厚さ方向に優先成長して柱状組織を呈することが特徴である。図8にEB-PVDで成膜したトップコートの組織を示す。このように厚さ方向に規則正しく配向した柱状組織により、金属基盤とTBCとの面内の熱伸び差を吸収することができることから耐熱サイクル性に優れている⁸⁾。ただし、遮熱特性としては、APSによるコーティングが層状の組織を持ち、板厚方向の熱伝率が低いのにに対し、EB-PVDは板厚方向に連続した組織を持つため、APSより熱伝導率が高くなる。

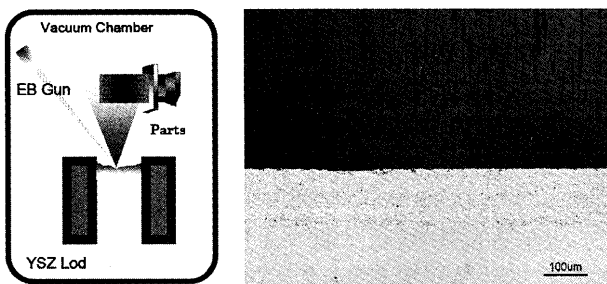


図8 EB-PVD成型法とコーティング組織の例

(b) タービンディスク用材料

ディスク用材料には特に疲労強度、高信頼性が求められる。近年適用温度の高温化によりその使用環境は一段と厳しいものとなってきている。図9²⁾にディスク用材料の変遷を示す。また、表3²⁾に代表的なディスク用材料の主要な化学組成を示す。In718に代表される溶製

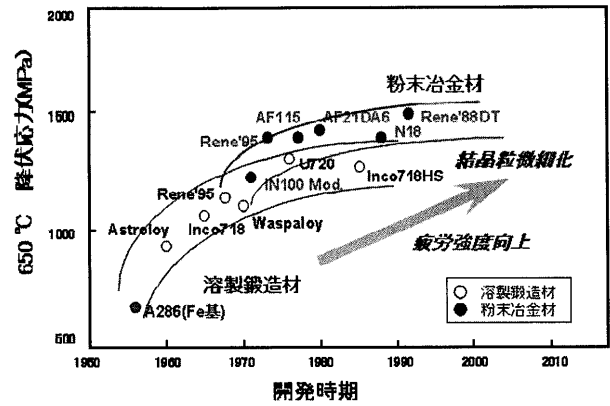


図9 ディスク材の変遷²⁾

表3 代表的なディスク用材料の化学組成²⁾

名称	化学成分 (wt%)										
	耐蝕性		固溶強化		析出強化					粒界強化	
	Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Nb	C	Zr	Hf
W IN718	19		3		1	1		5	0.04		
W Waspaloy	19	14	4		1	3			0.07		
W Astroloy	15	17	5		4	4			0.06		
W U720	18	15	3	1	3	5			0.04		
W U720Li	16	15	3	1	3	5			0.02		
PM IN100MOD	12	19	3		5	4			0.07		
PM RENE 95	14	8	4	4	4	3		4	0.15		
PM MERL76	12	19	3		5	4		1	0.03		0.4
PM U720Li	16	15	3	1	3	5			0.02		
PM AF115	11	15	3	6	4	4	2		0.15		2.0
PM AF2-1DA	12	10	3	6	5	3	2		0.33		0.10
PM N18	12	16	7		4	4			0.02		0.5
PM RENE 88	16	13	4	4	2	4		1	0.03		
PM SR3	13	12	5		3	5		2	0.03		0.03 0.2

W：溶製鍛造材，PM：粉末冶金材

鍛造材（C&W：Cast & Wrought）は、HS718あるいはDA718として知られている結晶粒微細化による高疲労強度材の適用が主流となっている。一方、タービン入口温度の上昇に伴いディスク外周部の使用温度も上昇し、許容使用温度域がIn718より30℃程度高いWaspaloy、さらには80℃程度の耐用温度高温化とともに高強度化を図ったU720Liが開発され、適用され始めている。

さらなる高温化・高強度化に対応するため、均一な微細結晶粒で製造する粉末冶金材（PM：Powder Metallurgy）の適用が、欧米では進んでいる。PM材適用で疲労強度は改善されるが、粉末製造・固化時に欠陥が混入されるという特有の問題を抱えており、清浄度向上のための分級粉末微細化や真空中での一貫製造など、その製造工程にかかるコストが問題となる。そこで、アトマイズ後の半溶融小滴を直接目標形状に溶着して、ニアネット化や工程短縮を図るSpray Formingによる低コスト工程化が検討されている。また、PM材は、C&W材に比べ、亀裂進展特性において劣るため損傷許容設計が必須となる。

近年、PM材の開発が中心となっている中、C&W材の開発が米国のAllvac社で行われている。この開発材料は、718plus と称し、In718をベースに耐熱温度をこの合金より55℃向上させ、Waspaloy以下のコストを目標としており、注目を浴びている⁹⁾。

(3) TiAl

金属同士、あるいは金属と半導体元素の化合物を金属間化合物と呼び、金属とセラミックスの中間的な特性を示す。通常の合金と異なり、互いの元素が不規則に混ざりあったり相として分離したりしている固溶体でなく、元素同士が規則的な結晶構造で結合しているため、元素の量が簡易な整数比で表される。

TiAl系は活発な研究が進められた分野であり、その実用化の期待が高い軽量耐熱材料である。耐酸化性や延性の改善が技術課題であるが、Nb, Cr, Mo, Mn, Fe, V, B等から元素を選択添加した合金が開発の主流となっている。TiAl合金は比重が約 4 g/cm^3 とNi合金の半分であり、比強度・クリープ強度がNi合金と同等で、かつ比剛性が高く、Ti合金のような爆燃性がない等の長所を持つ。これらはいずれも航空エンジンには魅力的な特性であり、 800°C 程度でのNi合金に代わる軽量耐熱材料として、適用が検討されている。

開発事例としては、GE社が4822合金 ($48\text{Al}-2\text{Cr}-2\text{Nb}$) を開発し、低圧タービン翼の試作およびCF6エンジン搭載試験を行った実績がある。また、IHIが開発したAlloy01A ($46.7\text{Al}-1.3\text{Fe}-1.1\text{V}-0.35\text{B}$) 製のTiAl翼も同様に搭載評価され、試験後も問題は見られなかった。次期Boeing787用開発エンジンGENxは、民間機として初めてTiAlのLPT動翼の採用を検討している¹⁰⁾。航空エンジンにおける要求は益々厳しくなっており、Ni基合金に比べコスト高となる課題はあるが、今後適用が進むと考えられる。

3.2 複合材料

(1) PMC

PMCは比重が 2 g/cm^3 以下であり、Alよりも軽量である。これまでは、ファン部重量の占める割合の大きい民間エンジン部品を中心に、適用が進んできた。図10¹¹⁾に民間エンジン用PMC部品の例を示す。

図11¹¹⁾に代表的な素材・成形プロセス／製品を示す。素材は、繊維、樹脂、中間素材に分けられる。繊維としては、ガラス、カーボン、アラミド等が用いられる。また、求められる応力レベルにより連続繊維か、短繊維を選択する。樹脂は、熱硬化性と熱可塑性に大別される。航空エンジンの場合、熱硬化エポキシ樹脂が最も一般的で、より高い耐熱性が要求される場合は、ビスマレイミド樹脂、ポリイミド樹脂等の適用が検討される。熱可塑性樹脂は熱硬化性に比べ、耐衝撃性で優位であるものが多い。主な樹脂として、ポリエーテルエーテルケトン、ポリエーテルイミド、熱可塑性ポリイミド等のスーパー・エンジニアリング・プラスチックと呼ばれる高耐熱性樹脂が用いられる。部品の大きさ・形状、精度、特性、生産量（航空エンジン1台あたりの部品数）の要求が多様な航空エンジン部品の場合、図11¹¹⁾に示すように素材・成形プロセスから最適な方法を選択することが

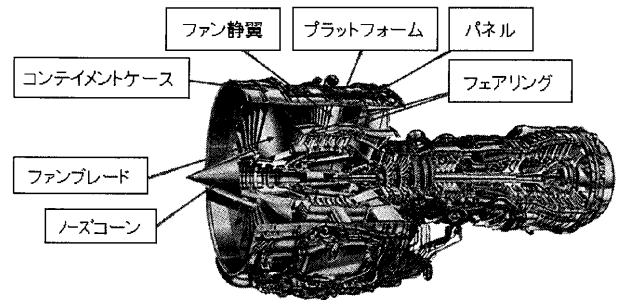


図10 民間エンジン用PMC部品の適用例¹¹⁾

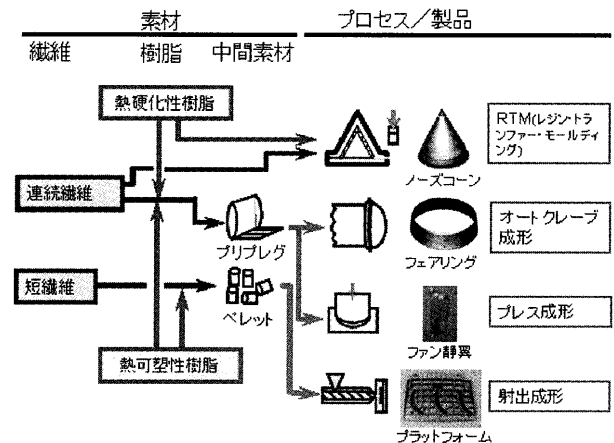


図11 代表的な素材・成形プロセス／製品¹¹⁾

重要である。

PMCの母材（マトリックス）である樹脂の長期的な使用温度上限はせいぜい 150°C から 200°C 程度である。従って、PMCが適用できる範囲は、ファンから低圧圧縮機入口までの比較的狭い領域である。しかし、最近の高バイパス比エンジンでは、低温領域であるファンのエンジン全体に占める重量が大きくなり、PMC適用による軽量化効果は増大しつつある。特に、エンジンの中で最大の動翼であるファンブレードへのPMCの適用は、翼そのものの軽量化の他に、それを支持するディスク、さらにはディスクにつながるシャフトにまで及ぶ大きな重量軽減効果がある。PMC製ファンブレードの最大の課題は、鳥の飛込みに対する耐衝撃性である。1990年代に開発されたBoeing777搭載のGE社大型エンジンGE90は、翼の大きさの利点も活かし、耐衝撃性の問題を解決したPMC製ファンブレードを適用している。また、近年SNECMA社でも低コスト化のためRTMを適用したファンブレードが開発されている。

ファンケースへのPMC適用も進められており、次期Boeing787用開発エンジンGENxは、初めてPMCファンケースを適用したエンジンとして注目される¹⁰⁾。

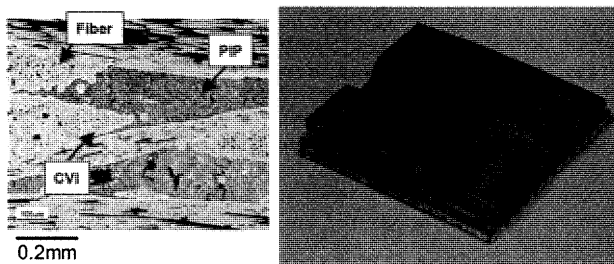
(2) CMC

セラミックスは融点が高く、比重が小さいため、Ni基合金の代替材として耐熱性が要求される部位での適用が期待される。しかし、モノリシックセラミックスは破壊靱性が低いほか、サイズが大きくなると欠陥発生確率が

上がり、低い強度で破損する確率が高くなる。そのため、航空エンジンサイズの部品をセラミックス化するには信頼性に不安がある。

これを解決する手段として、繊維によってセラミックスを強化したCMCが開発されている。中でもSiC（繊維）/SiC（マトリックス）系のCMCは、比重が2.5g/cm³以下、耐熱性は1200~1400℃であり最も注目されている。繊維は、SiCを含んだポリマーを繊維状に紡糸した後、焼いてセラミックス化させる。このSiC繊維は1970年代に東北大で開発された後、日本カーボン(株)と宇部興産(株)が商品化に成功している。

マトリックスの製造方法には、気相で緻密なマトリックスを付着させる化学蒸気含浸法（CVI：Chemical Vapor Infiltration）、液状のポリマーを繊維織物に含浸し焼成することを繰り返すポリマー含浸焼成法（PIP：Polymer Impregnation and Pyrolysis）、溶けたSiを含浸し、Cと反応させる含浸効率の良い熔融含浸法（MI：Melt Infiltration）等が知られている。CVIは仏国、PIPは日本、MIは米国を中心に開発されてきた経緯がある。図12にCMCのマイクロ組織を示す。



(1) CMCマイクロ組織 (2) タービンシュラウド¹³⁾
図12 CMCマイクロ組織とESPRで試作した部品例

CMCは1990年代から部品化、耐久評価が盛んになった。軍用エンジンでは、SiC / Cが米国F414エンジンのアフターバーナーフラップで適用されている。また、仏国M88の排気フラップにC / SiCが適用されている。最近では、米国がF100およびF110のアフターバーナーフラップにSiC / SiC、C / SiCを適用し、飛行試験を行っている。これら実用化され始めた部品に対し、米国ではUEET（Ultra Efficient Engine Technology）等のプログラムで、燃焼器、タービンシュラウド、タービン静翼等の部品を対象としたCMCの開発が進められた¹²⁾。日本では、「環境適合型次世代超音速推進システム」研究開発（ESPR）等で、CMCの開発が進められた。対象部品としては、タービンシュラウド等である¹³⁾。図12にESPRにて試作し、エンジン搭載試験を行ったシュラウ

ドを示す。

近年の原油高の影響もあり、今後燃費の良いエンジンがこれまで以上に求められる。CMCは燃費削減に有効な技術であり、実機適用に向けた開発が進められていくと考えられる。

4. おわりに

冒頭でも述べたように、航空エンジンの性能向上に対する材料の役割は大きい。しかし、航空エンジン用材料は開発から量産に至るまで10~20年を要する。

今後、航空エンジン用材料は性能とコストのバランスを取りつつ、環境適合性も考慮され、製造方法およびリサイクル性等も加味されてくると考えられる。これらのことを考慮しつつ、今回取上げた金属系先端材料および複合材料の開発を中心に材料開発が行われていくと考えられる。

参考文献

- 1) 服部博：航空エンジン材料の熱処理技術(1)、熱処理、44 (2004)、pp.69-75
- 2) 服部博：航空エンジン用耐熱合金、耐熱金属材料第123委員会研究報告、38 (1997)、pp.247-256
- 3) 青木祥宏：航空エンジンと材料、特殊鋼、Vol55, No.6 (2006-11)、pp.39-43
- 4) 先進複合材料工学、培風館、pp.12-15
- 5) 正木彰樹：航空エンジン、月刊JADI、(1997)、pp.1-21
- 6) 航空エンジン用材料の動向、石川島播磨技報、1994、Vol34、No.3
- 7) 青木祥宏 他：次世代単結晶材・コーティングのタービン翼への適用研究、第1回環境適合型次世代超音速推進システム国際シンポジウム予稿集、(2002)
- 8) 吉葉正行：ガスタービン用耐熱コーティング技術、エンジンテクノロジー、6 (2004)、pp.40-46
- 9) W. D. Cao et al：Role of Chemistry in 718-Type Alloys-Allvac(r) 718Plus(tm) Alloy Development, SUPERALLOY 2004, (2004)、pp.91-99
- 10) <http://www.flightglobal.com/articles/2006/06/13/207148/power-house.html>
- 11) 複合材料活用事典、日本複合材料学会航空宇宙学会誌、48 (2001)、pp.39-43
- 12) Ajay K. Misra：Development of Advanced Engine Materials in NASA's Ultra Efficient Engine Technology Program, 15th International Symposium on Air Breathing Engines Conference, ISABE2001-1106 (2001)
- 13) 田村崇 他：CMC材タービン適用研究、石川島播磨技報、Vol44、No.4 (2004-7)

熱交換器の伝熱制限を考慮した 超臨界CO₂ガスタービンサイクル特性の解析

Cycle characteristics of supercritical CO₂ gas turbines with a heat exchanger
having heat transfer limitation

宇多村 元昭*¹
UTAMURA Motoaki

ニキチン・コンスタンチン*¹
NIKITIN Konstantin

梶田 梨奈*²
KAJITA Rina

山本 敬*²
YAMAMOTO Takashi

蓮池 宏*³
HASUIKE Hiroshi

ABSTRACT

Cycle characteristics of closed gas turbines using super critical carbon dioxide as a working fluid are investigated. It is found an anomalous behavior of physical properties of CO₂ at pseudo-critical point may limit heat exchange rate of recuperator due to the presence of pinch point inside recuperator. Taking such pinch problem into consideration, the cycle efficiency of Brayton cycle is assessed. Its value is found limited to 39% degraded by 8% compared with the case without the pinch present inside. As an alternative part flow cycle is investigated and its operable range has been identified. It is revealed that the part flow cycle is effective to recover heat transfer capability of the recuperator and may achieve the cycle efficiency as much as 45% under the condition of compressor discharge pressure of 20MPa and temperatures of 800K and 308K at turbine inlet and compressor inlet respectively. Turbine expansion ratio to give highest thermal efficiency shifts with turbine inlet temperature while that to give largest specific output remains at 2.4 regardless of turbine inlet temperatures of 600K through 850K. Optimized turbine expansion ratio and part flow ratio at 800K were 2.51 and 0.68 respectively. In neither compressor nor turbine, deteriorated adiabatic efficiency may affect cycle efficiency so much. However, pressure drop characteristics of heat exchangers govern the cycle efficiency.

Key words : gas turbine, closed cycle, heat transfer limitation, supercritical carbon dioxide

1. はじめに

既報⁽¹⁾では、太陽熱発電向けに、超臨界二酸化炭素(CO₂)を作動媒体とする新しいガスタービンサイクルを提唱した。このサイクルは、800K程度の中温度で動作するクローズド再生サイクルで、高いサイクル効率を実現するには、高性能の熱交換器が必要であることをシミュレーションで明らかにした。前報⁽²⁾ではマイクロチャンネル熱交換器(MCHE)を試作し、高性能熱

交換器の製作見通しを明らかにした。既報⁽¹⁾の解析では、付与した熱交換器の温度効率が常に実現できるという仮定をおいていたが、CO₂の状態によっては上記の仮定が成り立たず、交換熱量に制約が生じ、それが原因でサイクル熱効率が低下しうることが判明した。そこで、本報告では、熱交換器の伝熱限界を考慮してCO₂サイクルの熱効率が再評価した。さらに、伝熱限界を緩和するために、既報のブレイトンサイクルに代えて新たなサイクルを導入し、その特性を把握した。

原稿受付 2007年10月19日

校閲完了 2008年2月15日

*1 東京工業大学 炭素循環エネルギー研究センター
〒152-8550 目黒区大岡山2-12-1

*2 熱技術開発㈱

*3 エネルギー総合工学研究所

2. 熱交換器の伝熱限界

2.1 超臨界CO₂の熱物性

CO₂サイクルをガスタービンサイクルとして用いる場合には、圧縮機入口での作動流体の状態を、臨界点

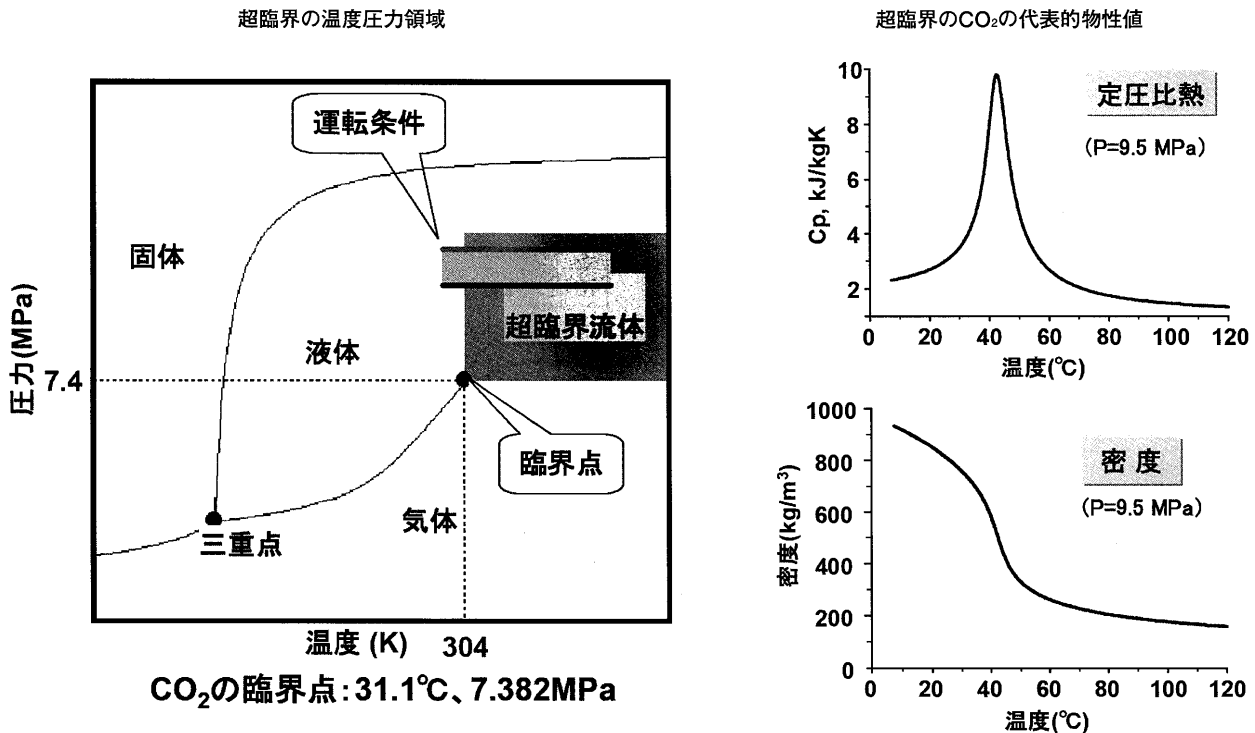


図1 超臨界の温度圧力領域と代表的物性値

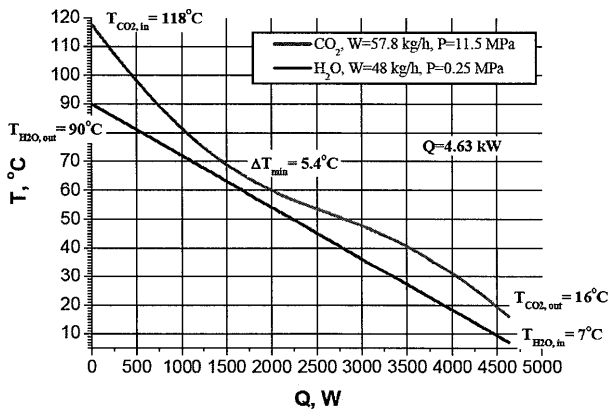


図2 熱媒の熱交換器内温度分布 (物性値が定数でない場合)

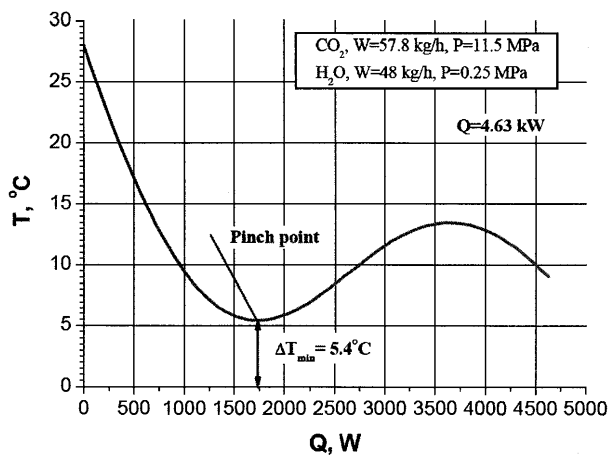


図3 高温熱媒と低温熱媒の温度差の分布

(7.4MPa, 304K) よりわずかに高温、高圧側に設定するのが熱効率向上の点で有利である。図1は熱交換器内でのCO₂の物性値の分布を示す。擬臨界点を挟んで比熱が極大を示し、密度が急激に変化する。

2.2 熱媒体の熱交換器内温度分布

今、熱交換器出入口での高温・低温流体の流量 m 、温度 T 、圧力 P と交換熱量 Q_0 が与えられているものとする。両流体の器内温度と温度差は以下のように計算できる。 Q_0 と入口条件から低温側媒体の出口温度と比エンタルピが求まる。次に、 Q_0 を M 個の等負荷の計算要素 q に分割し、高温媒体の入り口から計算を開始する。要素内の熱バランスから、要素他端の比エンタルピが求まる。このエンタルピと圧力をPROPATH⁽³⁾に投入して、要素の温度ほかの物理量を計算する。 j 番要素の右端格子点は $j+1$ 番要素の左端格子点に一致するから、漸次計算を進めることができる。

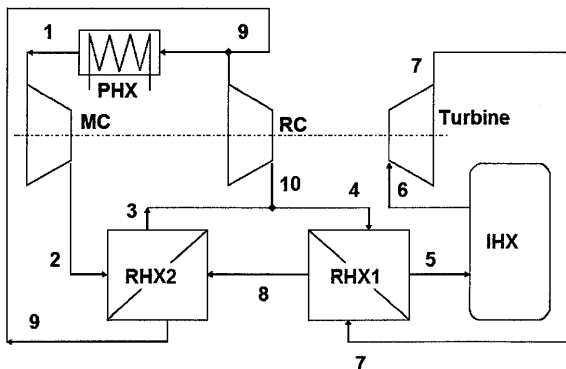
熱媒体に、常圧の水を低温側、擬臨界点近傍にあるCO₂を高温側として、対向流とする前置冷却器の運転を考える。図2は器内の熱媒の温度分布を熱負荷に対して示している。これは熱交換器の長さ方向の分布と見做せる。CO₂の温度分布には変曲点が現われている。図3は図2を基に作成した流体の温度差の分布を示す。ピンチポイントの位置がより鮮明である。このように、温度差が最小になる条件(ピンチポイント)は、擬臨界点に対応している。その理由は、既出の図1に示したように定圧比熱が極大の位置の伝熱要素では、温度変化が小さいことによる。今、この分布を下方に平行移動してピンチ

ポイント温度差が0の状態を作ると、この条件が高温流体側で定義した温度効率の上限である。これに対し物性値が定数の場合は、ピンチポイントは高温流体の出口に存在するから、理論上の上限は1である。サイクル計算においては、これを考慮する必要がある。言い換えれば、ピンチポイント温度差が負になる運転条件は架空のものであり、排除して考える必要がある。

3. 伝熱限界抑制型のサイクル構成

3.1 分流再圧サイクル

図4は分流再圧サイクル⁽⁴⁾を示す。既報⁽¹⁾のブレイトンサイクルとの違いは、サイクル中の位置9で流れを分岐し、作動流体の一部を冷却せずに圧縮して再生熱交換器に戻す点にある。分岐せずに全量冷却する場合は、既報⁽¹⁾で検討したブレイトンサイクルになる。したがって、分流再圧サイクルは運転自由度が増えた構成になっている。分岐により、2番目の再生熱交換器(RHX2)の伝熱特性を改善できる。2.2節で述べたピンチポイント問題は、温度範囲からRHX2とPHXで生じると考えられる。分流操作により、比熱の大きくなる低温流体の熱容量が減少し、既出の図2に見られたような、温度変化の停滞がRHX2で生じにくくなる。また、冷却器に流入する流量が低減するのでサイクルからの熱ロスが低減し、熱効率が向上しうる。



PHX : Precooler (前置冷却器)
RHX : Recuperator (再生熱交換器)
IHX : Intermediate Heat Exchanger (中間熱交換器)
MC : Main Compressor (主圧縮器)
RC : Recompressing Compressor (再圧縮器)

図4 分流再圧サイクル

3.2 計算条件

表1は計算条件を示す。熱交換器の圧力損失率の推定では、高温側、低温側の伝熱特性を等価にするために流速を等しくするように設計するものと仮定した。前報⁽²⁾では、熱交換器の温度効率98%と圧力損失率1.2%, 0.4%の仮定の妥当性を基礎実験により明らかにした。既報⁽¹⁾では分流比=1, タービン膨張比=1.55のサイクル熱効率を47%としたが、再評価でピンチポイントが-8Kであり、実現不可能な作動条件であることが判明した。

表1 計算条件

項目	位置	値
圧縮機CIT温度, (K)	1	308
圧縮機断熱効率 (-)		0.9
タービンTIT温度, (K)	6	800
タービンTIP圧力, (MPa)	6	20
タービン断熱効率 (-)	-	0.93
RHX1, 2温度効率, (%)	-	98
RHX1, 2圧力損失率高温側, (%)	-	0.4
RHX1, 2圧力損失率低温側, (%)	-	1.2
IHX圧力損失率, (%)	-	1.2
PHX圧力損失率, (%)	-	1
分流比, (-)	9⇒1	可変
タービン膨張比, (-)	6⇒7	可変

4. 計算結果と検討

4.1 運転可能範囲

分流比とタービン膨張比をパラメータにして計算した。図5は、分流再圧サイクルの運転範囲を示す。ここで、運転可能範囲の定義は、再生熱交換器のピンチポイントが正であり、圧縮器入り口圧力が臨界圧力より高いことである。計算の結果、上記条件下ではタービン膨張比 ϕ の取りうる値の範囲は、 $2.2 < \phi < 2.65$ であることが分かった。 ϕ が2.2以下では分流比が1より小さい場合ピンチポイント温度差が負になる。また、2.65以上では圧縮機入り口圧力が臨界圧力を下回りCO₂が液化するので圧縮機の運転が困難になる。

ブレイトンサイクル(全量冷却)では、運転可能範囲での最大熱効率は右端にあり39%前後であるが、分流すれば効率が改善され、最適膨張比($\phi = 2.5$)では45%以上に達することがわかる。

図6は、図5に対応する分流比をタービン膨張比の関数として示す。バイパス比(=1-分流比)を増すと熱効率は上昇するが、RHX2でのピンチポイント温度差は減少し、やがて負になる。

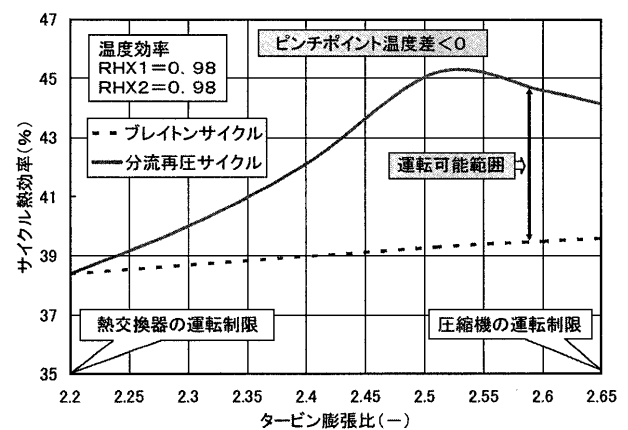


図5 運転可能範囲

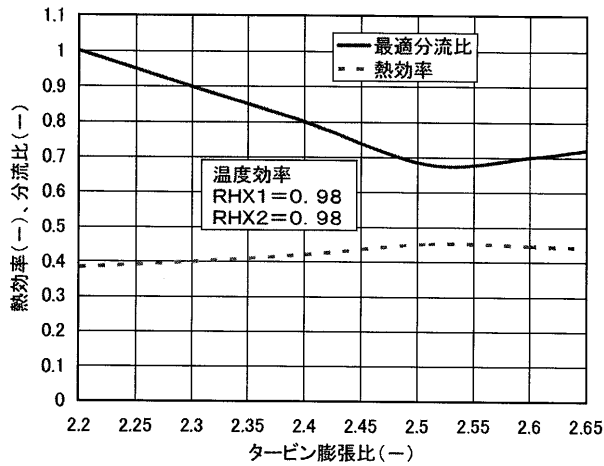


図6 熱効率を最大にする分流比

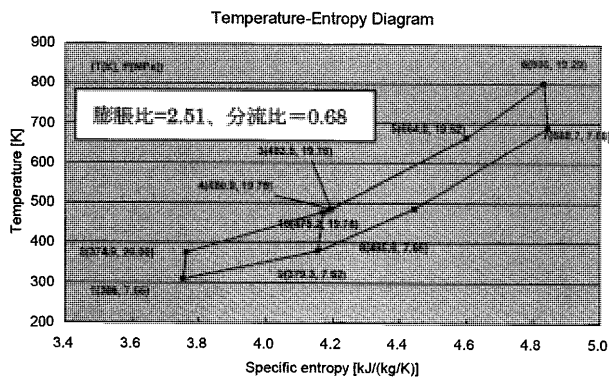


図7 T-S線図

実線の下が運転可能な領域を示す。膨張比が2.51の場合にバイパス比は最大になり、熱効率が最大になるので、この近傍に設計点を選択するのが好ましい。図7はサイクル効率が最大となるタービン膨張比が2.51の場合のT-S線図を示す。

4.2 パラメータの効果

(1) 熱効率と比出力

図8は、分流比を0.68に固定し、比出力と熱効率の関係をタービン入り口温度とタービン膨張比をパラメータにして示したものである。比較のためにブレイトンサイクル(分流比=1のケース)を併記した。個々のサイクルでは、表示された膨張比の範囲で運転が可能である。TITを600Kから850Kまで変化させた。TITが高くなるほど熱効率を最高にする膨張比は大きくなっている。比出力を最大にする膨張比は2.4程度で、TITに依存しない。同一温度で両サイクルを比較すると、熱効率は分流再圧サイクル、比出力はブレイトンサイクルのほうが大きい。

一方、膨張比2.51での比出力は85~100 kW/(kg/s)の範囲にあり、蒸気タービンの約1/10である。他方、CO₂の密度は再熱3重圧蒸気系で、配管寸法が最大になる中圧系統蒸気(〜3MPa)の7倍である。したがって、

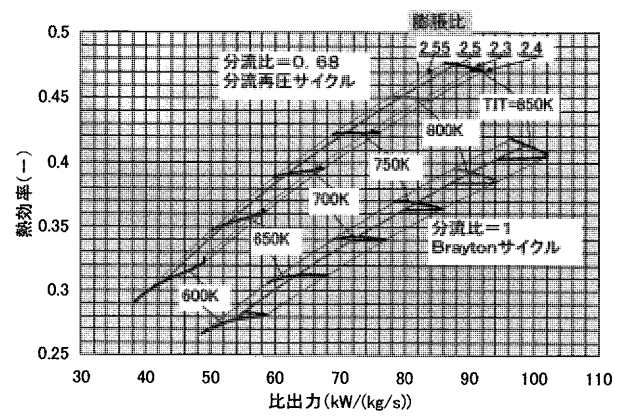


図8 熱効率と比出力の関係

体積流量当りの出力は〜30%減で済み、CO₂の配管径は蒸気タービンと同規模と考えられる。

(2) 温度効率の影響

そこで、膨張比を2.51に固定し、温度効率を与えて分流比を変化させ最大熱効率を与える分流比と熱効率の値を求めた。温度効率の検討は、実用範囲と考えられる0.75から0.98までの範囲とした。0.98はMCHEに相当する。結果を図9に示す。破線は、ブレイトンサイクル(分流比が1)、実線は分流比を選択可能な最小値(実線)とした時の分流再圧サイクルを示す。破線と実線の二本の効率カーブで挟まれた領域で分流再圧サイクルの運転が可能である。実線は、所与の膨張比と温度効率での最高効率を示す。温度効率が0.85以上の範囲では、最高効率を与える分流比の変化は小さく0.65付近にあり、分流再圧サイクルは40%以上の効率を示す。温度効率の範囲0.85~0.95での感度係数(=サイクル効率絶対変化量/温度効率変化量)は、0.5%/と近似できる。また、温度効率が0.95以上ではサイクル効率は温度効率に対する感度が小さく飽和傾向にある。

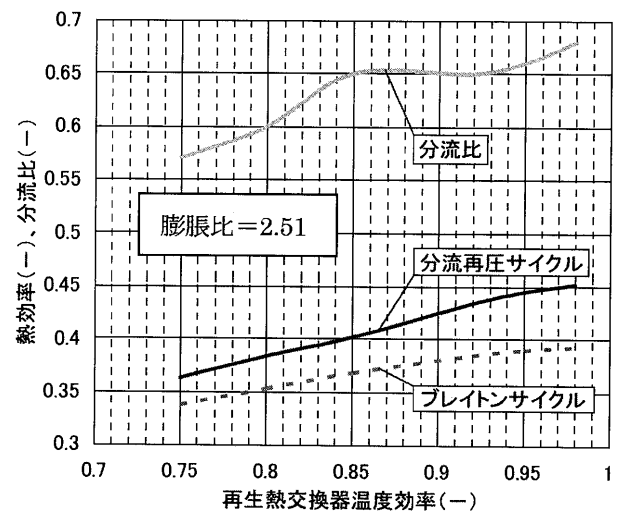


図9 熱効率の再生熱交換器の温度効率依存性

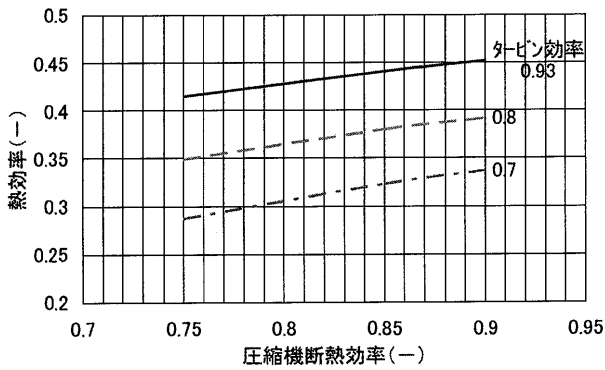


図10 断熱効率の影響

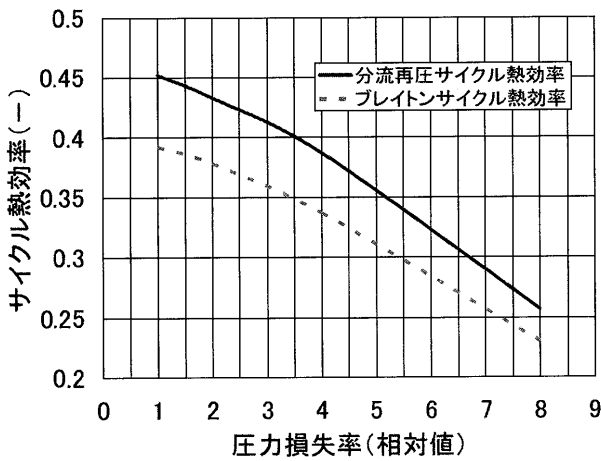


図11 圧力損失の影響

(3) 断熱効率の影響

図10は回転機器の断熱効率が熱効率に及ぼす影響を示す。計算範囲では、両者にはほぼ比例関係があり、圧縮機効率の低下0.15（絶対値）に対する熱効率の低下量は0.04~0.05である一方、タービン効率の低下0.17に対する熱効率の低下量は0.085~0.09であり、圧縮機の約2倍の感度がある。しかし、CO₂サイクルでは断熱効率が熱効率に及ぼす感度はそれほど大きくないので、容量に応じて圧縮機やタービンの形式を変更しても、熱効率への影響が比較的少ない。これから、分流再圧サイクルは小容量機に好適なサイクルと言える。

(4) 圧力損失の影響

図11は圧力損失が熱効率に及ぼす影響を示す。この計算では、圧縮機出口圧力を20.7MPaに固定した。圧損率は既出の表1に示した値を基準にその倍数で示してある。したがって、カーブの左端の値が基準である。圧損の影響は極めて大きい。これは圧損の増加でタービン入口圧力(TIP)が減少し、運転可能な膨脹率の上限値が減少することによる。例えば、従来の管型熱交に相当する右端8でのTIPは基準値(20MPa)から15MPaまで低下した。

これより、実用化には低圧損型熱交の開発が必須であることが分かる。

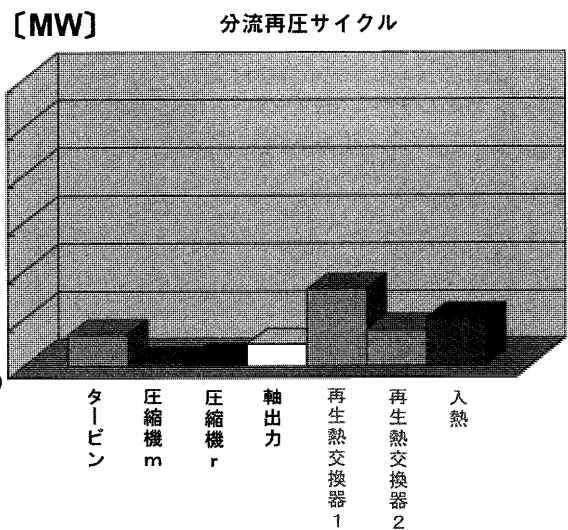
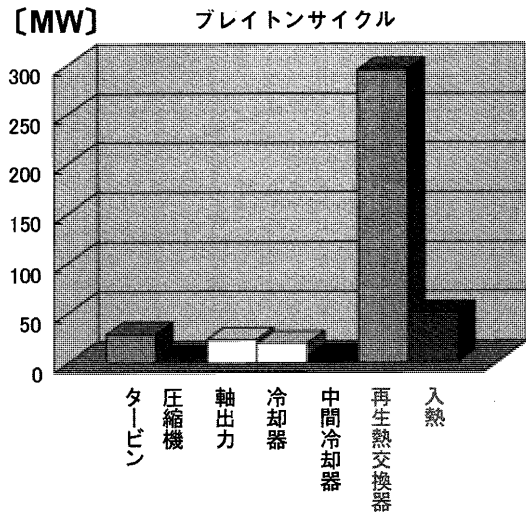


図12 機器の熱負荷

(5) 機器の熱負荷分布

図12はサイクル効率が最大になる条件での機器の出力/熱負荷を示す。図中の圧縮機mは主圧縮機を、圧縮機rは再圧縮機を示す。棒グラフの高さはIHXでの入熱量を50MWとした時の値を示す。再生熱交換器RHX1, RHX2の合計値は117MWであり、入熱の約2.3倍である。ブレイトンサイクルの値(約6倍)に比べて小さく、分流再圧サイクルは機器の小型化にも効果があることがわかる。

5. 結論

超臨界CO₂を作動媒体とするクローズドサイクルガスタービンの特性を検討した。

超臨界CO₂が擬臨界状態で動作する熱交換器ではピンチポイントが器内に発生し、再生熱交換器の交換熱量を制限する。このため、この現象を考慮したブレイトンサイクルの熱効率は、伝熱制限を考慮しない場合と較べて、約8%低下することを示した。次に、この伝熱制限を緩和するサイクルとして分流再圧サイクルを取り上げ、ブ

レイTONサイクルとの比較を通じて、そのサイクル特性を評価した。運転パラメータの許容範囲を明らかにし、パラメータ効果を明らかにした。

- (1) 分流再圧サイクルの熱効率は、タービン入り口温度が600K～850Kの範囲内では常にプレイトンサイクルの値を上回る。
- (2) 熱交換器の温度効率が95%以上の範囲では熱効率への影響は小さい。
- (3) 圧損率の影響は極めて大きく、実用化には低圧損型の熱交換器の開発が必須である。
- (4) 基準計算条件（タービン入り口温度800K、圧縮機出口圧力20MPa）では、分流比0.68、タービン膨脹率2.51でサイクル熱効率が最大になり、その値は45%である。
- (5) 分流再圧サイクルでの再生熱交換器の熱負荷（所要

体積）は、サイクルへの加熱量の2.3倍であり、プレイトンサイクルでの値の約1/3に規模が縮小する。

参考文献

- (1) 宇多村元昭, 玉浦裕: 超臨界二酸化炭素を作動媒体とするソーラーガスタービンサイクル, B-7第33回ガスタービン定期講演会 (2005.9.10) PP.147-149.
- (2) 宇多村元昭, 玉浦裕: ソーラーガスタービン用マイクロチャンネル熱交換器の伝熱流動特性, 日本ガスタービン学会誌, Vol35, No.2 (2007.3) pp.110-116.
- (3) Ito, T., et al., 1990, PROPATH: A Program Package for Thermo-physical Properties of Fluids, Version 10.2, Corona Publishing Co., Tokyo, Japan.
- (4) Fruttschi, H.U.: Closed-cycle Gas Turbines, Professional Engineering Publishing Co. Ltd., London (2004)



最近ガスタービンに思う (EngineerにManagement教育を)

今井 兼一郎*¹
IMAI Kaneichiro

日本は、serviceを重視してglobalの市場で生きてゆくには、中印等を含んで自分の役割を見通した戦略が要るし、その実行がガスタービン界の将来を決めるであろう。

最近、Engineerの地位が、昔日の面影を失いつつあるようである。英国を始め米国でもEngineerの社会的地位が急激に低下しているようである。回復にManagementを大学の工学系のcurriculumに含めること、ソフト関連の技術を一層取り入れることを進めている国が多い。Managementは学問になっているし、日本の大学で、取り入れ教える事に、反対はなかろうが、教育が積極的になり難い面があるかと思う。先日のGT国際学会で、米国企業側の工学教育の専門家が言っていた様に、教育側でもかなり、初期に、企業での実習を可能にする様、産官学での協力が要るであろう。その意味で、わが国はかなり遅れた状態にあるのではなかろうか。

彼らのDesignと、日本の設計は内容がかなり違うのではなかろうか。

20年位前に米国jet engine企業の主任設計者が、大学でengine設計を教える際の教科書として“Quick Analysis for Decision Makers”を、ある大学では思考法の教科書を教えてくれた。全く思いもかけなく、目から鱗の落ちる思いであった。その意味では例えばMITの航空科のsyllabus^[1]は参考になるものを多く含んでいる。Designで、Management, Presentation, Communicationを教え訓練している様である。

今qualityの米国大学の教育の様子をinternet等で調べているが、彼等はquality関連の学問をかなり積極的に教えているようである。robust engineering等米国では既に教育に取り入れられているらしい^[2]。日本では、quality関連の学問は、技術者教育で重視されているとは言い難い様に思う。今後は、質を抜きにはserviceもhardも語り得まい。

最近米国のNational Science Boardの、“Digest of Key

Science and Engineering Indicators 2008 (2008 Jan.15)”を見て、digest版であるが、現状認識が将来に對し厳しいものであることが、その考察から窺える。

まずScience and Engineeringと日本語の表現の“科学技術”あるいは、“科学・技術”よりも科学及び技術と言う表現は技術 (Engineering) に大きな認識を持つものと見たい。

さらに、いくつかの彼等のcommentsに、厳しい未来を予測している。World Share Value-added Revenue (Percent) for High-tech Manufacturing, Selected Countriesの項目ではパーセント表示で、1985年から2005年の間米国(35から35)、日本(25から14)、中国(1から14)、で、日本の凋落と中国の台頭が対照的であるとしている。

日本でも今世紀の始めに、積極的な大学改革の意見のなかで、Managementの工学教育導入が言われた様だが、なかなかいたっていない。そうはいってもEngineering Managementを取り上げる大学院は2003年度から始まっているが、学部教育では、未だしの感あるようである。MOT (Management of Technology) がTechnologyをpracticeするEngineerのaccountabilityとするならば、その中核ManagementをEngineerは心得ているべきであろう。何処で教え実習するか体験するか等は先進各国の実情を知るべきであろう。多くの大学のあり方、例えば彼等のhome page、あるいは(今年2月20日付け)日刊工業新聞が報じている教育再生会議の提案等の行方を見守りたい。

何と言っても、日本のガスタービン界の将来を決めるのは本学会の会員ではなかろうか!!! まずいお茶ばかりで申し訳ない。妄言多謝。

- [1] MIT CDIO Report#1 The CDIO Syllabus A Statement of Goals the undergraduate Engineering Education
[2] SOE System Eng. Management (008/02/22)

原稿受付 2008年2月14日

* 1 元(株)IHI (株)日本ガスタービン学会名誉会員
〒107-0062 東京都港区南青山1-26-6

Caltech便り

因幡 和晃*1
INABA Kazuaki

2007年4月より、アメリカ合衆国カリフォルニア州ロサンゼルス郡のパサデナ市にある、カリフォルニア工科大学大学院航空研究所 (California Institute of Technology, Graduate Aeronautical Laboratories, GALCIT) において、ポストドクターおよび非常勤講師として教育・研究活動を行っています。

パサデナ市は、年間を通じて温暖で、昼夜の気温差は大きいものの、冬でも日中は薄手のセーターとジャケットで過ごすことができます。ダウンタウンから北東へ約15キロ、サンガブエル山脈の裾野に広がる静かな街です。古くから高級住宅街として開けていましたが、ここ数年の再開発により、オールドパサデナやレイクアベニューといった人気のショッピングゾーンがあり、夜でも比較的安心して出歩くことができます。また、アカデミックな一面もあり、カリフォルニア工科大学 (Caltech) の他にも、ノートン・サイモン美術館やハンティントン・ライブラリーなどがあります。

Caltechは1891年に創立され、ボストンのマサチューセッツ工科大学 (MIT) と並び称される理科系の私立名門校で、ノーベル賞受賞者を31人 (2007年7月時点) 輩出しています。一方、大学の教員数はポストドクなどを含めて1300人、学生数は、学部900人、大学院1200人、その他のスタッフが2500人と少なく、キャンパスも端から端まで歩いて10分とかからない小さな大学です。

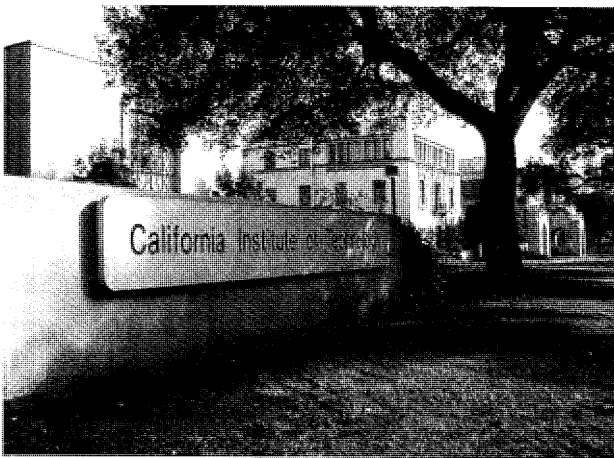


写真1 Caltechの風景

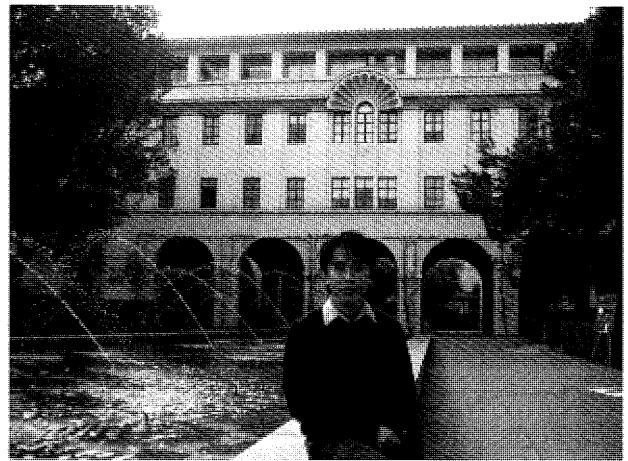


写真2 Caltech内のBeckman Institute前にて



写真3 GALCITの歴代名誉教授たち

Caltechの組織には、ジェット推進研究所 (JPL) がありますが、こちらは常勤のスタッフだけで5200人おり、大学よりも大きな組織となっています。

大学院航空研究所 (GALCIT) は1926年に設立され、フォン・カルマン (Theodore von Karman) が初代所長を務めました。カルマンの研究業績は有名ですが、他にもJPL設立につながるロケット研究を推進したり、大手ロケット・ミサイル推進機器メーカーであるエアロジェット (Aerojet) の設立を行ったりしています。GALCITの歴史には枚挙にいとまがありませんが、クラーク・ミリカン (Clark B. Millikan, 2代目GALCIT所長、父はRobert A. Millikan) を所長とした10ft南カリフォルニア・コーポレーティブ風洞では、ダグラス・

原稿受付 2008年2月2日

*1 カルフォルニア工科大学航空研究所

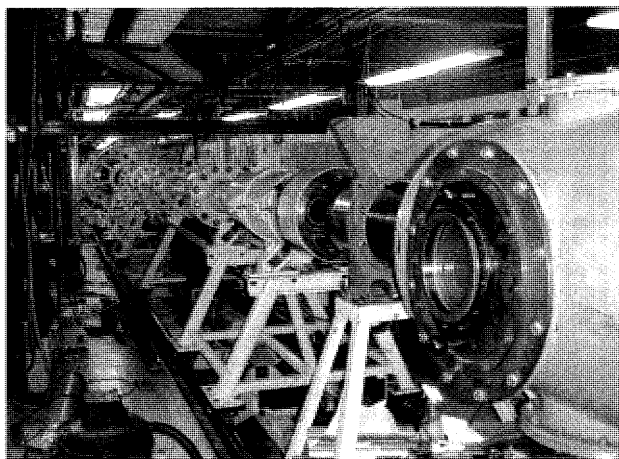


写真4 GALCIT自由ピストン衝撃波風洞 (T5)

エアクラフト社 (Douglas Aircraft) によるDC-1・DC-2などの航空機開発が行われました。また、3代目所長ハンス・リープマン (Hans W. Liepmann) は気体力学 (Elements of Gasdynamics) の著者として有名で、共著者のアナトール・ロシュコ (Anatol Roshko) も名誉教授として健在です。GALCITは2003年に設立75周年を迎え、現在、大規模な改修工事や新たな研究室の設置を行い、更なる発展を目指しています。

私の所属するExplosion Dynamics Laboratory (EDL) は、Joseph E. Shepherd教授 (C. L. "Kelly" Johnson Professor of Aeronautics and Professor of Mechanical Engineering) のもと、燃焼、流体力学、燃料化学などの研究を行っており、特にデトネーションや爆発の研究で有名です。私に与えられた課題は、水撃現象による管と管内に充填した液体との流体・構造連成問題の実験的研究です。長期間にわたり本格的な実験を行うのは、今回が初めての経験となります。といいますのも、慶應義塾大学松尾研究室において、デトネーションのCFDで博士の学位を取得し、東京理科大学山本研究室でもパルス・デトネーション・エンジン (PDE) や、通常の発電機における燃焼器をPDEに置き換えた新型タービン・エンジンなどのCFDを行ってきたからです。

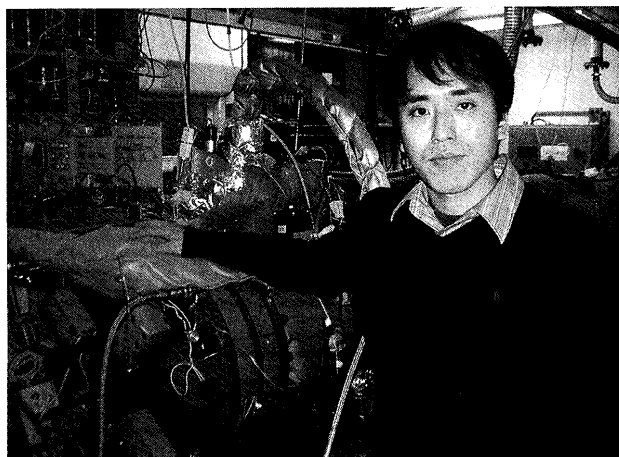


写真5 GALCITデトネーション管 (全長7.3m, 内径280mm)

Caltechに着任後は、小型の空気銃を用いてピストンで管内の水に衝撃荷重を与えて、管を伝わる応力波の測定を行っています。この実験は、次世代型軽量・高速船の開発に向けて、船首部のスラミングや、テロなどの水中爆発の影響低減を目的としています。管として金属から複合材まで様々な材料を用い、直径25mm重さ0.75kgの鋼鉄のピストンを20m/s程度で水に衝突させます。応力波の伝播による管の弾性・塑性変形を、ひずみゲージや圧力ゲージで測定すると共に、高速度カメラでピストン速度の測定や、管内で発生するキャビテーションの観察などを行っています。通常、水の音速は1500m/sですが、管のひずみ増加に伴い、アルミ管を用いると主応力波は950m/sで伝播し、ポリカーボネート管では400m/sにまで減少します。管閉管端側では、反射波による高圧で管が破裂することもあり、亀裂の伝播 (2000m/s) を観察することもあります。現在、直径50mmのピストンを250m/sで駆動するための空気銃を設計・製作し、新しい実験装置による塑性波の研究を開始しています。ピストンを駆動するために用いる貯気槽圧力は16MPaと高圧で、飛散物や高圧から身を守るための防爆扉の設置など安全対策には十分な配慮を行っています。

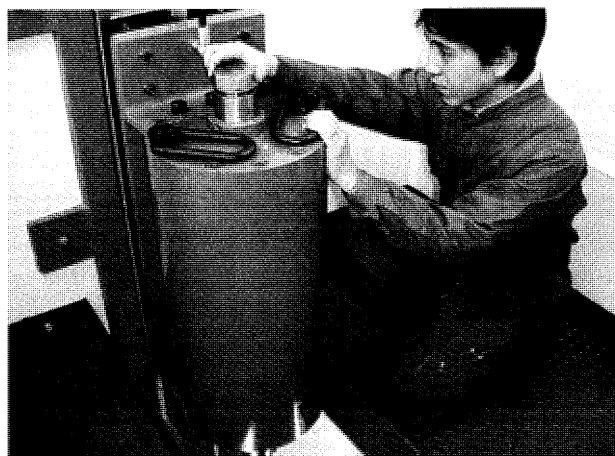


写真6 GALCIT空気銃 (全長2m, 砲身径50mm)

実はCaltechには、後期博士課程在籍時に、Shepherd教授の研究室に10ヶ月滞在したことがあります。当時学生として感じたこと、また現在も感じることは、学生達の潜在能力はアメリカも日本もあまり変わらないということです。一方で、アメリカの大学院の授業は、研究に直結する内容となっており、私が授業を行った際も、分からないことがあると直ぐに授業を止めて質問攻めにあい、予定範囲まで進めるのに苦労しました。最初の1, 2年で専門的で細分化された授業で基礎を固め、教授と1対1で密度の濃い研究を推し進めるところにアメリカの大学の強さ、教育の質の高さを感じます。こうした環境のもと、研究・教育・語学のさらなる向上を目指して日々まい進していきたいと思ひます。

マイクロガスタービン消化ガスコージェネレーションシステムとVOC処理システム

中川 貴博*¹
NAKAGAWA Takahiro

キーワード：マイクロガスタービン，コージェネレーション，消化ガス，VOC（揮発性有機化合物）

1. はじめに

当社はマイクロガスタービンコージェネレーションパッケージの製造と販売を行っている（主要諸元を表1に示す）。これまで、燃料は都市ガスのみであったが、地球温暖化防止や大気汚染防止などの観点から、多様な燃料に対応ができるガスタービンの特徴を活かしたアプリケーションシステムの開発に取り組んでいる。本稿では、消化ガスコージェネレーションシステムとVOC処理システムについて紹介する。

表1 マイクロガスタービン主要諸元

機名	TA100
ガスタービン形式	再生サイクル1軸式
定格回転速度	68000 min ⁻¹
定格発電端出力	95 kW
電力品質* ¹	AC400/440 V、50/60 Hz
発電効率	28 % (± 1 %)
排気ガス流量	2400 Nm ³ /h
燃料流量	30.4 Nm ³ /h (都市ガス)
熱出力	165 kW (温水)、106 kW (蒸気)
総合効率	76 % (温水)、59 kW (蒸気)
騒音	68 dB (A) 以下
NOx値	25~30 ppm (16% O ₂ 換算)
寸法 (L×W×H)	3450×1150×2680 mm

* 1：「電気設備の技術基準の解釈」、「電力品質確保に係る系統連系技術要件ガイドライン」準拠

2. 消化ガスコージェネレーションシステム

全国の下水処理場では約2.8億m³/年、電力換算にしておよそ17億kWh/年に相当する下水消化ガスが発生し、消化タンクの加温や焼却炉の補助燃料のほか、消化ガス発電などにその一部が使用されているものの、約47%は利用されることなく焼却処理されている。消化ガスの利用が遅れている原因として、汚泥消化設備を有する下水処理場が中小規模の処理場に集中しているため、発生ガスを利用するための適当な規模の信頼性の高い発電装置が少ないことが挙げられる。

原稿受付 2008年2月22日

* 1 ㈱荏原製作所 マイクロガスタービン技術室
〒299-0296 千葉県袖ヶ浦市中袖20-1

当社では都市ガス仕様のマイクロガスタービンとその周辺機器を下水消化ガス用に転用することにより、操作、運用が容易で信頼性の高いマイクロガスタービン消化ガスコージェネレーションシステムを製品化した。

2.1 性能および特徴

マイクロガスタービン消化ガスコージェネレーションシステムは、マイクロガスタービンコージェネレーションパッケージ、燃料ガス圧縮機、ガス前処理装置、共通制御盤の4ユニットで構成される。外観を図1に示す。

下水消化ガスはメタン約60%、二酸化炭素約40%の混合ガスであり、微量の硫化水素やシロキサンなどの有害物質と飽和水蒸気を含む。発熱量は都市ガスの約1/2と低く、着火性、燃焼安定性に劣る。

本システムでは次のような技術的対策を取り組むことにより製品化を実現させた。

- (1) 起動時にプロパンガスを燃料として用い、ガスタービンが定格回転速度に到達した後に燃料を下水消化ガスに切り換えることにより、燃焼安定性を確保し確実な起動を得た。
- (2) 都市ガス用のスクリー式燃料ガス圧縮機を2台並列で用い、回転速度制御により吐出流量を制御、広い流量範囲で効率の高い運転を可能にした。
- (3) 下水消化ガス中のシロキサンを樹脂吸着法によって

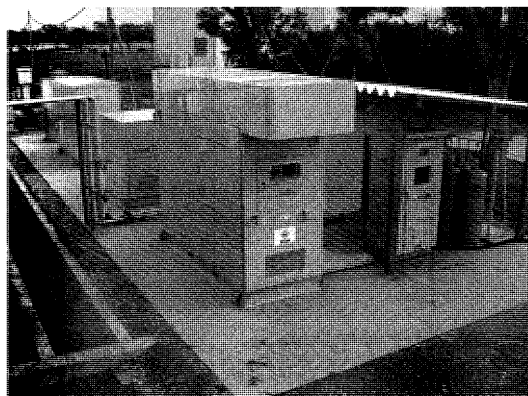


図1 マイクロガスタービン消化ガスコージェネレーションシステム

除去する装置を採用した。樹脂は高温再生により長期間交換することなく運転可能となった。

2.2 運転実績

消化ガスコージェネレーションシステムは、久留米市南部浄化センターにおいて24時間連続の商用運転を行っており、2008年3月には累積運転時間25,000hr、総発電量210万kWに達する。本システム導入前後のエネルギー利用率対比表を表2に示す。当初、消化ガスは消化槽加温用ボイラの燃料としてのみ利用され、余剰分はガス燃焼装置で焼却処理されていたが、本システムの導入により、センター内で消費される約1/4の電力と消化槽加温用熱源として利用することが可能となり、消化ガスのエネルギー利用率は32%から57%に改善され、信頼性と省エネ性を確証した。なお、温水利用の場合のCO₂削減量は年間約670トン程度である。また、NO_x排出量は16%O₂換算で実測12ppm、振動は55dB未満、騒音は機側1mで68dB(A)未満で、低NO_x、低振動、低騒音の環境性に優れた製品であり、未利用エネルギーの有効活用と地球温暖化防止への貢献が期待される。

最後に、消化ガスコージェネレーションシステムは、平成18年度（第27回）優秀省エネルギー機器日本機械工業連合会会長賞を受賞した。

表2 システム導入前後のエネルギー利用率対比表

	設備導入前	設備導入後
A. 投入エネルギー	10758 kWh/日	10400 kWh/日
<内訳>		
・下水消化ガスエネルギー	10694 kWh/日	10387 kWh/日
・ボイラ設備動力	22 kWh/日	0 kWh/日
・余剰ガス焼却設備動力	42 kWh/日	13 kWh/日
B. 回収エネルギー	3480 kWh/日	5940 kWh/日
<内訳>		
・ボイラ設備熱出力	3480 kWh/日	0 kWh/日
・コージェネ発電出力	0 kWh/日	1980 kWh/日 (正味出力)
・コージェネ熱出力	0 kWh/日	3960 kWh/日
C. エネルギー利用率(B/A)	32%	57%

3. VOC処理システム

浮遊粒子状物質や光化学オキシダントの原因の一つとされている揮発性有機化合物（Volatile Organic Compounds：VOC）は、改正大気汚染防止法により2006年4月より排出規制が開始され、2010年度までにVOCの総排出量を2000年度比3割程度削減させることが目標となっている。VOC処理には吸着、吸収、冷却・凝縮、燃焼といった方法があるが、従来の処理装置は大型で、装置、設置およびランニングのコストが高く、中小規模VOC排出事業者の装置導入の障害となっている。

当社ではマイクロガスタービンのガスタービン吸気としてVOCを含む空気を吸入し燃焼処理する方式を採用しシステム化した。VOCは燃焼に伴う熱エネルギーを発生するため、発電と排熱利用によってエネルギーを回

収することで、主燃料の燃料消費率を低減することが可能となる。

3.1 性能および特徴

VOC処理システムフローを図2に示す。吸入されたVOCガスは圧縮、加熱された後に燃焼器内で燃料ガスと共に燃焼処理される。VOCの燃焼により発生する熱エネルギーはVOC濃度が高いほど大きく、都市ガスの消費量が少なくなり、見かけ上の効率は高くなる。VOC処理の一例として、VOCの主成分の一つであるトルエンに対する燃料消費量低減率を図3に示す。トルエン濃度10,500ppmCでは主燃料の消費量が約26%低減し、標準的な効率28%のエンジンの場合では見かけの発電効率が38%程度になると予想される。

本VOC処理システムでは次のような特徴を持つ。

- (1) 自動制御の吸気切換ダンパーにて、起動時の暖機運転や停止時のパーズ運転時に大気を導入するため、VOCがガスタービン内部に滞留することがなく安全に運用することができる。
- (2) 吸入するVOCを冷却する吸気冷却器を搭載することができ、VOC温度を制御することができる。

VOC処理システム用マイクロガスタービンパッケージは、当社内において主なVOCについて処理性能の検証を終了した。今後はフィールドテストを実施しながら、製品の完成度を更に向上することを図っていく。

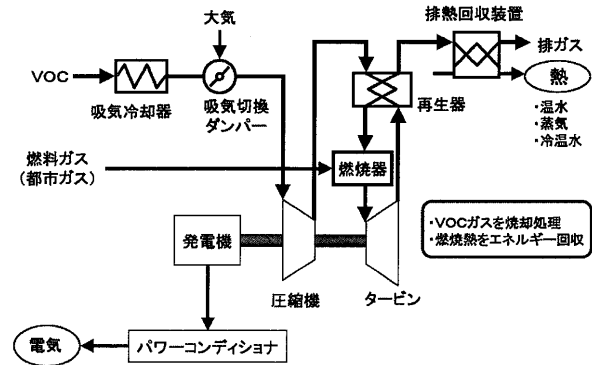


図2 マイクロガスタービンVOC処理システムフロー

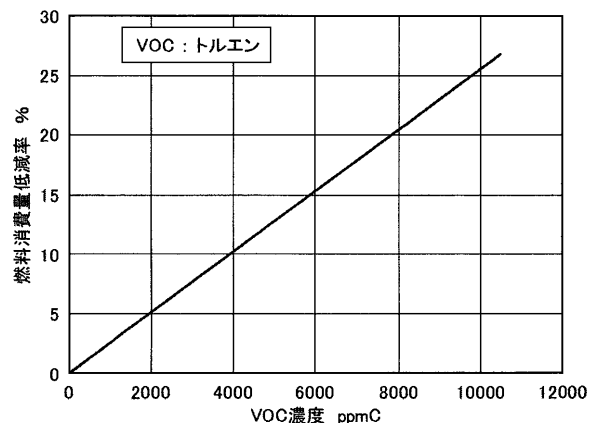


図3 VOC処理に伴う燃料消費量低減効果

第36回ガスタービンセミナー報告

大庭 芳則
OBA Yoshinori

「ガスタービンおよび航空エンジンの最新技術動向」と題して、第36回ガスタービンセミナーが、2008年1月24日(木)、25日(金)の両日、東京ガス(株)本社ビルにて開催された。123名ものご参加を頂き、例年にも増して盛況であった。講師には、当該分野において第一線で活躍の方々を迎え、10件のご講演を頂いた。第2日目には、特別講演が行われ世界でのエネルギー資源動向に関する幅広い視点でのご講演を頂いた。以下に概要を報告する。

第1日目は、前半に「最新技術動向(1)」と題して、燃焼技術に関連した最新技術トピックスについて4件の講演が行われた。はじめの燃料多様化対応に関連した2件では、資源有効利用と発電コスト低減を目的として石油代替燃料の検討が始まっていることが説明され、実機の燃焼器に代替燃料や低質油燃料を適用した場合の課題が示され、燃料が変更された場合にもガスタービン自身が自動認知して燃料種類に合わせて適切な作動条件を制御するシステムの紹介がなされた。また、航空機用ガスタービン燃焼技術では、航空業界を取り巻く環境規制(排ガス規制)と航空機エンジン燃焼器に求められる技術が紹介された。更に、低NO_xと新しい付加性能を追及したDLE(Dry Low Emissions)燃焼器を小型ガスタービンに適用した事例とそこでの技術課題の解説があった。

第1日目後半には、「最新ガスタービンの事例」として、タービン翼の蒸気冷却と蒸気タービンの組み合わせを可能とした発電用大型ガスタービンコンバインドシステム(Hシステム)と防衛省技術研究本部で開発された飛行実証用アフターバーナー付ターボファンエンジン(XF5)の各種エンジン試験の紹介が行われた。

第2日目午前「最新技術動向(2)」と題して2件の講演が行われた。はじめの高バイパス比航空機エンジンの紹介では、小型エコエンジンを題材としてファン空力・構造設計法やフラッタ予測技術、ファン騒音予測技術の解説が行われた。また発電用では、1700℃級ガスタービン研究において実施されたエンドウォールコンタリング空力設計技術とリグ試験での検証事例の紹介があった。

第2日目午後には、2件の講演と1件の特別講演が行われた。講演では、1700℃級ガスタービン研究で実施された遮熱コーティング(TBC)や冷却技術の最新動向の紹介が行われた。特別講演では「エネルギー資源の動向ならびに火力発電技術の今後の動向」と題して、(財)電力中央研究所の佐藤幹夫氏にご講演頂き、世界の燃料可採量と現在の日本における発電燃料の実情から、今後の石油・LNG・石炭やサンドオイルなどの需給動向についての現状報告がなされた。更に、今後のCO₂削減を視野に入れた国プロジェクトの動向や資源エネルギー庁が策定している「エネルギー技術戦略」についての紹介がなされ、地球温暖化防止や地球環境保全のためにはガスタービン性能の更なる改善技術が必須であることが実感され、大変興味深いものであった。

本セミナー終了後、参加者には当学会の企画運営等に関するアンケートに協力して頂いた。結果は今後の企画に反映させ、一層充実したものにしていきたい。

最後に、貴重な内容をご講演頂いた講師、会場の提供と運営にご協力頂いた東京ガス(株)をはじめとする関係者の方々、ご参加頂いた皆様に、厚く御礼を申し上げます。
(企画委員)



(a) 会場の様子



(b) 特別講演

2007年度シンポジウム報告

武田淳一郎*¹
TAKEDA Junichiro

2007年度のシンポジウムは、2008年2月27日（水曜日）午後1時より5時まで、首都大学東京 日野キャンパス2号館（科学技術交流施設）4階の404講義室にて開催された。今年度は「ガスタービンの超小型化に関する諸課題」とのテーマにて、最新の知識を得ることを目的にUMGT（Ultra Micro Gas Turbine）の各要素研究テーマについてNEDOプロジェクトの成果と最新動向を含めて、第一線で活躍されている先生方に講演をいただいた。テーマに沿って約20分の講演6件をお願いし（図1参照）、最後に総論及び全体討論を実施した（図2参照）。

首都大学の科学技術交流施設は、日野キャンパス正門近くに位置する立派な多目的の建物で、会議室や研究室などが設置されている。

当日は午後12時30分に開場し、30名の参加を得て午後1時から講演を開始した。

各要素研究テーマについては、次の通り先生方より話題提供があった。

(1)燃焼関係 講師：湯浅 三郎氏（首都大学東京）

UMGTの超小型燃焼器は層流中での高負荷燃焼を達成できる予混合燃焼方式を確立する事が最重要課題であり、熱損失割合を低減出来る。使用燃料は水素及びLPGでFlat-Flame型燃焼器の実機燃焼実験にて安定燃焼を確認し、燃焼器別置き型UMGTの燃焼器へ応用出来る。

(2)熱交換器関係 講師：長崎 孝夫氏（東京工業大学）

UMGTの性能向上にかかせない再生熱交換器は、高い温度効率・低い圧力損失及びコンパクト化の実現が必要であり、フィンガートップGT用再生熱交換器の詳細報告がなされた。更に、細管を用いたマイクロ熱交換器の提案があった。

(3)空力関係 講師：岡本 光司氏（東京大学）

UMGTの数値解析を駆使した流れ解析の結果について詳細報告がなされた。スケール効果による影響は、タービン部では小さいが圧縮機部で大きく設計上困難さが伴う。更に、ターボのアシストとしてのウェットロータの適用可能性について指摘された。

(4)発電機関係 講師：岡田 恭一氏、内田 竜朗氏（東芝）

UMGT用モータ/発電機開発に対し、海外/国内研究機関での事例紹介があり、実際にフィンガートップガスタービン用に試作した磁石型モータ/発電機の試験結果の紹介とともに、実用化には未だ多くに課題を克服する必要がある事が指摘された。

(5)計測関係 講師：石間 経章氏（群馬大学）

UMGTの微小空間に関する流れ計測のために適用可能な、半導体レーザドップラ流速計（LDA）による計測事例の紹介と計測が一層困難となるUMGT内の流れへの適用における諸課題について報告がなされた。

(6)セラミック・システム関係 講師：壹岐 典彦氏（産業技術総合研究所）

UMGTの高温部（タービン部）にセラミック材を適



図1 聴講風景

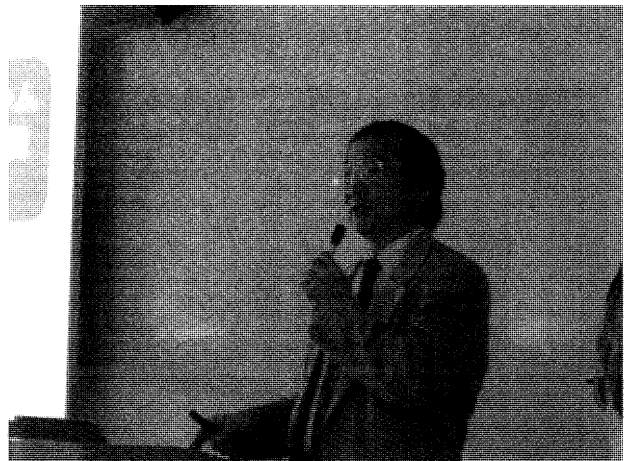


図2 総論

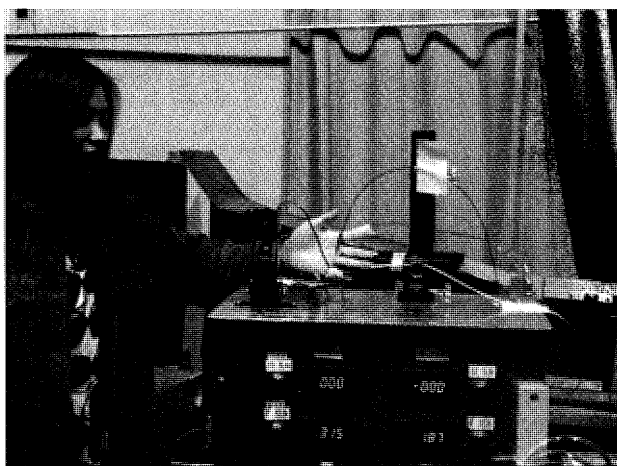


図3 UMG用超小型燃焼器のデモ

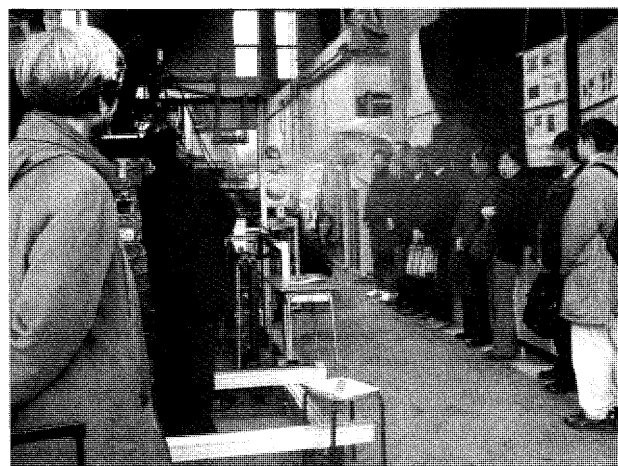


図4 Jet VTOL Airliner ルーバーのデモ

用する事により、微細加工が必要な高温部分を冷却構造なしで実現できる。実際に試作機で高温運転を実施し、無冷却高温運転の見通しを得た。更にセラミックの脆さ克服のための三層材の開発についても説明があった。

最後に総論として、長島 利夫氏（東京大学）より、以上UMGTを実用可能とするコンセプトについて、6件の講演をベースに各技術を魅力あるシステムに統合した上で、システム改良や環境適化が重要であるとまとめられた。

その後出席者と積極的な討論が繰り広げられ、開発過程で必要なブレークスルーを予見するような討論もあり、講演者及び出席者双方に有意義で密度の濃い討論であったと思う。

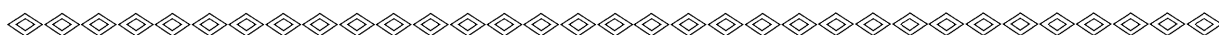
講演会終了後、3班に分かれて首都大学のガスタービ

ン及び燃焼器関連実験室（湯浅研究室及び白鳥研究室）の見学が行なわれた。湯浅研究室ではUMGTのFlat-Flame型燃焼器（□32mm×高さ18.4mm）の燃焼実験を見学でき、排気口からの高温ガスの流出確認の貴重な体験も行なわれた（図3参照）。白鳥研究室では学生の方々から自らの研究発表の説明もあり、若い学生の方々のQ&Aを通して、ご年配の参加者の中には学生時代の記憶がよみがえった方もいらしたのではないかと思う（図4参照）。

最先端技術の一端を垣間見られた見学会であった。

ご多忙中、有益なご講演をいただいた講師の方々、会場準備などにご協力下さった首都大学東京関係者及び学生の皆さん、そしてご担当いただいた企画委員会メンバーおよび事務局に、心より御礼申し上げます。

（企画委員）



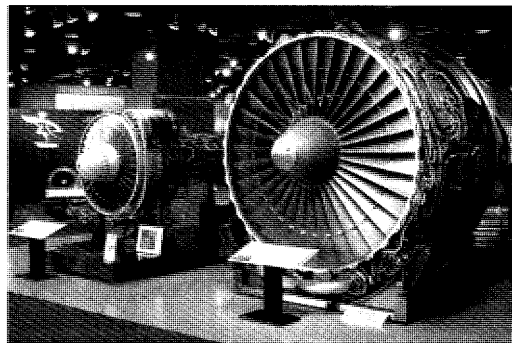
○本会共催・協賛・行事○

主催学協会	会合名	共催/協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本機械学会 関西支部	第295回講習会「破壊力学の基礎と最新応用(実験実習・計算演習付き)」	協賛	H20/05/29-30	(株)島津製作所 三条工場研修センター	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
日本鉄鋼協会	第194・195回西山記念技術講座「CO ₂ 削減に向けた耐熱鋼高温化の最近の進展」	協賛	H20/06/10, 06/19	6/10東京電機大学7号館1階丹羽ホール, 6/19西山記念会館大ホール	日本鉄鋼協会 学会・生産技術部門事務局 育成グループ TEL：03-5209-7014, FAX：03-3257-1110, E-MAIL：educact@isij.or.jp
日本航空宇宙学会・日本流体力学会	第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2008	共催	H20/06/12-13	東北大学 片平キャンパス さくらホール	日本航空宇宙学会 URL：http://jsass.or.jp/propcom

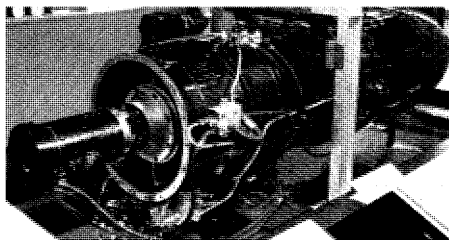
第15回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ（予告）

学生および技術者（ガスタービン初心者）を対象とした標記シンポジウムを開催しますので、奮ってご参加下さい。

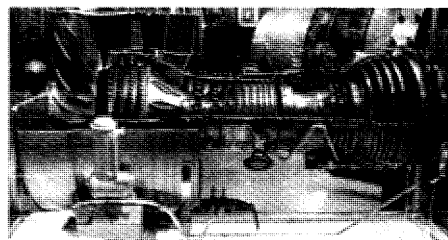
1. 日時： 平成20年7月3日(木)、4日(金)
2. 場所： 株式会社 I H I 航空宇宙事業本部 瑞穂工場（東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229）
昭島事業所（東京都昭島拝島町3975-18 I H I 昭島ビル）
3. プログラム：
 - ・ガスタービン概論
 - ・ガスタービンと流体力学／伝熱工学／燃焼工学／材料工学／制御工学
 - ・I H I 特別講演（I H Iにおける民間航空機用エンジン開発紹介）
 - ・懇親会（無料）
 - ・見学会
 - ・瑞穂工場 航空エンジン生産設備・試験設備（官学参加者）
 - ・I H Iの航空機用ガスタービン技術の紹介・I H Iその未来館
【昭島事業所 航空エンジン史料館】
4. 募集概要：
 - ・対象者：大学，大学院，高等専門学校在籍者，ならびに技術者（ガスタービン初心者）



I H I 其の未来館の様子



日本初のジェットエンジン（ネ20）



ジェットエンジンカットモデル

- ・教育シンポジウムの詳細及び申し込み方法等は本誌5月号，ポスター及びホームページをご覧ください。
(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/index.html>)
 - ・I H I 瑞穂工場の見学は官学参加者に限らせて頂きますので、予めご了承下さい。
 - ・本ガスタービン教育シンポジウムに2日間参加された方には、「ガスタービン教育シンポジウム受講修了証」を発行します。
- ★ 今年度は関西地区において，第16回ガスタービン教育シンポジウムを平成20年9月11日(木)，12日(金)に川崎重工業株式会社 明石工場で開催する予定です。

(画像提供：株式会社 I H I)

2008年度 第1回見学会のお知らせ

2008年度第1回見学会を下記の通り日本タービンテクノロジー(株)および(株)JALアビテックにて開催致します。奮ってご参加下さい。

1. 日 時

平成20年6月3日(火) 13:00~17:00

2. 場 所

- ・日本タービンテクノロジー(株)
- ・(株)JALアビテック
- 〒287-0225 千葉県香取郡大栄町吉岡字久茂富

3. スケジュール

13:00

京成成田駅東口ロータリーに集合
貸切バスで移動

13:30~15:30

- ・日本タービンテクノロジー(株)および航空用ガスタービンエンジンの高圧タービンプレードやペーンの補修・修理についての概要説明
- ・部品の補修・修理の作業を見学
- ・質疑応答

15:30~16:30

- ・(株)JALアビテックおよび航空機部品の整備について概要説明

- ・客室内エンターテインメント・システムの整備作業を見学
- ・質疑応答

17:00 京成成田駅東口で解散

4. 参加要領

- (1)参加資格：ガスタービン学会員に限る。
- (2)定 員：30名程度（申し込み多数の場合はお断りすることもあります。）
- (3)参 加 費：¥4,000（貸切バス代を含む）
- (4)集合場所：13:00に京成成田駅東口ロータリー（改札を出て右の階段を下りたところ）
- (5)交通手段：京成成田駅東口と見学場所の間は貸切バスで移動
- (6)申込方法：下記の申込用紙にご記入のうえ5月20日(火)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。

詳細は学会ホームページをご覧ください。

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

見学会参加申込書

申込締切日 2008年5月20日(火) 開催日 2008年6月3日(火)

(社)日本ガスタービン学会 行 FAX: 03-3365-0387 TEL: 03-3365-0095 E-mail: gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏 名		G T S J 会員番号	
勤務先			
勤務先 住 所	〒		
T E L		F A X	
連絡先	〒		
E-mail			

《第36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（主催団体）と日本機械学会の共催による第36回ガスタービン定期講演会を、日立市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開 催 日 2008年（平成20年）
10月15日(水)、16日(木)

開 催 場 所 日立シビックセンター
茨城県日立市幸町1-21-1
TEL：0294-24-7711
HP: <http://www.civic.jp/>

見 学 会 講演会にあわせて、10月17日(金)に、見学を予定しています。

講演申込締切 2008年（平成20年）6月23日(月)

講演原稿締切 2008年（平成20年）8月25日(月)

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せん。ガスタービン本体及びその構成要素のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム、ユーザーの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術に基盤を持つ技術分野（ターボチャージャー、蒸気タービンなど）からの論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員に限ります。
(1人1題目の制限はありません。)

講演申込方法と採否の決定

学会ホームページ(<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/>)からの講演申込受付を予定しております。また従来方法でも申込みできます。その場合には学会誌5月号に掲載す

る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。

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

講演発表の採否は日本ガスタービン学会（主催団体）において決定し、7月18日(金)までに結果を連絡する予定です。

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（学会ホームページに掲載）に従って、A4用紙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。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は、発表採否の連絡時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

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投稿として受理され、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。



昨今のニュースで異常気象についての報道がなされない日
がまれなほど地球の環境に対する危惧が高まっています。ガ
スタービンを取り巻く環境も当然のことながら年々厳しくな
り、有害排気ガス削減やエネルギーの有効利用に繋がるエコ
エンジンや複合システム等への期待が否応なく高まっていま
す。ガスタービン学会誌でも、過去これらに関連する幾つも
の特集が組まれてきました。次の企画案を出すときに、そも
そもガスタービンはどのような発達・開発過程を経てきた
のだろうか、これらの過程を振り返ることによってガスター
ビンが抱えている諸問題に対して新たな展開の芽が出てくる
可能性はないだろうかと考えました。またガスタービンを大
学で研究・教えているものとしても、その発達過程は大変興
味深いものがあります。例えばその成り立ちです。熱機関と
してはガソリン機関やディーゼル機関の方がガスタービンよ
りも古いと見なされていますが、サイクルそのものについて
は、オットーサイクルやディーゼルサイクルよりもブレイト
ンサイクルの方が考案されたのが古い。しかも実際に製作さ
れ使われていたことは驚きです。もちろん現在のようなター
ビン・圧縮機による連続サイクルではありませんが。

そこで今回は特集記事として、「歴史に見るガスタービ
ンの発達プロセス」をテーマに、ガスタービンがどのような
アイデアや過程を経て技術や学問が発達し確立されてきたの
かを歴史的に振り返ってみることにしました。ガスタービンの
歴史を一つのテーマとして捉えた特集は、少なくとも1987
年の学会誌以降はありません。最初は3月号のみの企画案で
したが、5月号担当の吉田英生委員のご提案で5月号との2
号連続の特集とすることにしました。3月号はガスタービ
ンの圧縮機・タービン、燃焼器、材料などの個別要素、5
月号はパイオニア達や各国の開発への取り組みを中心にまと
めることにしました。執筆者の方たちは、実際にそれらの
開発に当たられた人々を主にお願しました。従って外国の
方も寄稿していただくことになり、英語の解説論文も混
じることになったことはご容赦願いたいと思います。

壮大な企画のため若干の不安もありましたが、原稿を頂
いてそれが払拭されました。本号を読んでいただくとお
わかり頂けると思いますが、ガスタービン技術の発達過程
が、過去から現在へと、具体的に理解しやすい内容になっ
てい

す(現在まではわかった、ガスタービンの将来は、と気にな
られる読者諸氏は、本学会誌2007年3月号「ガスタービ
ンの将来展望-ガスタービンは生き残れるか-」が参考にな
ります)。教材にも最適です。ガスタービン全体の開発過
程・物語については、5月号をご期待下さい。きっと興味深
く読んで頂けると思います。

本号ではこの特集以外に、「喫茶室」でガスタービン教育
に関する貴重なご意見を、また「研究だより」ではノーベ
ル賞研究者を多数輩出しているCaltechについて興味深い
紹介を、さらに「新製品紹介」では技術論文かと見間違え
るような詳細な製品紹介を頂きました。

最後になりますが、本号の刊行に当たり、急な原稿依頼
であったにも関わらず、お忙しい中ご執筆を快くお引き受
け頂いた各著者の方々に厚くお礼申し上げます。なお本
号の企画編集は、伊東正雄委員(東芝)、市川薫委員(東邦
ガス)、川上龍太委員(東京電力)と湯浅(首都大)が担当
しました。

(文責:湯浅三郎)

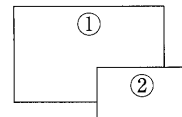
(表紙写真)

表紙図表構成

ネ20ターボジェットエンジン①断面図と②外観

ネ20ターボジェットエンジンは、戦前の海軍航空技
術廠で試作され、「橘花」に搭載されて1945年8月に12
分間の自立飛行に成功した日本初のジェットエンジンで
ある。戦争が終わるまでに10台が生産され、現在1台が
IHI昭島事業所「空の未来館」に展示されている。そ
の主要諸元は、圧縮機:軸流8段 圧力比3.45, ター
ビン:軸流1段 タービン入口温度700℃, 燃焼器:ア
ニュラー式 燃料ノズル12本, 最大推力:475kgf, 回転
数:11000rpm, である。

なお表紙の図面と写真は、日本ガスタービン学会30
周年記念写真集「日本のガスタービンの歩み」(2002年)
より転載した。



だより

✠事務局 ✉

この学会誌がお手元に届く頃は、既に新しく第33期(2008
年度)が始まっております。歳をとると、一年が早く感じら
れると言いますが、まさにその通りで、ごちゃごちゃとした
仕事に追いかけてられているうちに、32期はあっという間に
過ぎ去ろうとしています。昨年7月から事務局長を拝命しては
おりますが、はたしてどの程度皆様の期待にお応えするこ
とができたかと思うと、忸怩たるものがあります。

昨日は東京にもものすごく強烈な春一番が吹き荒れました。
地球温暖化がいよいよ現実のものとなりつつあると言
うことが実感されるような自然現象が最近特に多くなっ
たように思います。2008年は京都議定書で定められた
具体的な削減目標を実現していかなばならぬ初年度であ
りながら、わが国の実態はご存知のように省エネ大
国と威張ってみても、削減どころか8%近くも増加
しており、その一部を排出権取引でごま

かそう言ったお粗末さです。エネルギー問題や省エネ技
術はますます重要になってきておりますが、ガスター
ビンに関しては今までは大いに貢献してきましたし、
関連する日本ガスタービン学会もそれなりに発展して
きました。しかしながら、ここ数年の会員数を見て
も飽和状態あるいは減少傾向となっており、なん
となく閉塞感が感じられます。

今後これら関連技術が世の中で大いに活用され、
さらに役立つ存在となりうるためには、ガスター
ビン学会はこれからのような学会とならねば
ならぬかが問われているように思われます。
メーカ、ユーザ、学、官を問わず関係者の
要望、英知を集め、新しい33期がそのよ
うな方向性検討の第一歩となることを願
いつつ、32期の現状業務に明け暮れて
おります。

(伊藤)

昨今のニュースで異常気象についての報道がなされない日
がまれなほど地球の環境に対する危惧が高まっています。ガ
スタービンを取り巻く環境も当然のことながら年々厳しくな
り、有害排気ガス削減やエネルギーの有効利用に繋がるエコ
エンジンや複合システム等への期待が否応なく高まっていま
す。ガスタービン学会誌でも、過去これらに関連する幾つも
の特集が組まれてきました。次の企画案を出すときに、そも
そもガスタービンはどのような発達・開発過程を経てきた
のだろうか、これらの過程を振り返ることによってガスター
ビンが抱えている諸問題に対して新たな展開の芽が出てくる
可能性はないだろうかと考えました。またガスタービンを大
学で研究・教えているものとしても、その発達過程は大変興
味深いものがあります。例えばその成り立ちです。熱機関と
してはガソリン機関やディーゼル機関の方がガスタービンよ
りも古いと見なされていますが、サイクルそのものについて
は、オットーサイクルやディーゼルサイクルよりもブレイト
ンサイクルの方が考案されたのが古い。しかも実際に製作さ
れ使われていたことは驚きです。もちろん現在のようなター
ビン・圧縮機による連続サイクルではありませんが。

そこで今回は特集記事として、「歴史に見るガスタービ
ンの発達プロセス」をテーマに、ガスタービンがどのようなア
イデアや過程を経て技術や学問が発達し確立されてきたのか
を歴史的に振り返ってみることにしました。ガスタービンの
歴史を一つのテーマとして捉えた特集は、少なくとも1987年
の学会誌以降はありません。最初は3月号のみの企画案でし
たが、5月号担当の吉田英生委員のご提案で5月号との2号
連続の特集とすることにしました。3月号はガスタービンの
圧縮機・タービン、燃焼器、材料などの個別要素、5月号は
パイオニア達や各国の開発への取り組みを中心にまとめるこ
とにしました。執筆者の方たちは、実際にそれらの開発に当
たられた人々を主にお願しました。従って外国の方にも
寄稿していただくことになり、英語の解説論文も混じる結果
となったことはご容赦願いたいと思います。

壮大な企画のため若干の不安もありましたが、原稿を頂い
てそれが払拭されました。本号を読んでいただくとおわかり
頂けると思いますが、ガスタービン技術の発達過程が、過
去から現在へと、具体的に理解しやすい内容になっていま

す(現在まではわかった、ガスタービンの将来は、と気にな
られる読者諸氏は、本学会誌2007年3月号「ガスタービンの
将来展望-ガスタービンは生き残れるか-」が参考になると
思います)。教材にも最適です。ガスタービン全体の開発過
程・物語については、5月号をご期待下さい。きっと興味深
く読んで頂けると思います。

本号ではこの特集以外に、「喫茶室」でガスタービン教育
に関する貴重なご意見を、また「研究だより」ではノーベル
賞研究者を多数輩出しているCaltechについて興味深い紹介
を、さらに「新製品紹介」では技術論文かと見間違えるよう
な詳細な製品紹介を頂きました。

最後になりますが、本号の刊行に当たり、急な原稿依頼で
あったにも関わらず、お忙しい中ご執筆を快くお引き受け頂
いた各著者の方々に厚くお礼申し上げます。なお本号の企画
編集は、伊東正雄委員(東芝)、市川薫委員(東邦ガス)、川
上龍太委員(東京電力)と湯浅(首都大)が担当しました。

(文責:湯浅三郎)

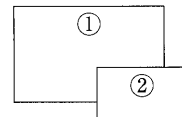
(表紙写真)

表紙図表構成

ネ20ターボジェットエンジン①断面図と②外観

ネ20ターボジェットエンジンは、戦前の海軍航空技
術廠で試作され、「橘花」に搭載されて1945年8月に12
分間の自立飛行に成功した日本初のジェットエンジンで
ある。戦争が終わるまでに10台が生産され、現在1台が
IHI昭島事業所「空の未来館」に展示されている。そ
の主要諸元は、圧縮機:軸流8段 圧力比3.45, タービ
ン:軸流1段 タービン入口温度700℃, 燃焼器:アニュ
ラー式 燃料ノズル12本, 最大推力:475kgf, 回転数:
11000rpm, である。

なお表紙の図面と写真は、日本ガスタービン学会30周
年記念写真集「日本のガスタービンの歩み」(2002年)よ
り転載した。



だより

✠事務局 ✉

この学会誌がお手元に届く頃は、既に新しく第33期(2008
年度)が始まっております。歳をとると、一年が早く感じら
れると言いますが、まさにその通りで、ごちゃごちゃとした
仕事に追いかけてられているうちに、32期はあっという間に過
ぎ去ろうとしています。昨年7月から事務局長を拝命しては
おりますが、はたしてどの程度皆様の期待にお応えすること
ができたかと思うと、忸怩たるものがあります。

昨日は東京にもものすごく強烈な春一番が吹き荒れました。
地球温暖化がいよいよ現実のものとなりつつあると言うこと
が実感されるような自然現象が最近特に多くなったように思
います。2008年は京都議定書で定められた具体的な削減目標
を実現していかなばならぬ初年度でありながら、わが国の実
態はご存知のように省エネ大国と威張ってみても、削減ど
ろか8%近くも増加しており、その一部を排出権取引でごま

かそうと言ったお粗末さです。エネルギー問題や省エネ技術
はますます重要になってきておりますが、ガスタービンはこ
れらに関しては今までは大いに貢献してきましたし、関連す
る日本ガスタービン学会もそれなりに発展してきました。し
かしながら、ここ数年の会員数を見ても飽和状態あるいは減
少傾向となっており、なんとなく閉塞感が感じられます。

今後これら関連技術が世の中で大いに活用され、さらに役
立つ存在となりうるためには、ガスタービン学会はこれから
どのような学会とならねばならぬかが問われているように思
われます。メーカ、ユーザ、学、官を問わず関係者の要望、
英知を集め、新しい33期がそのような方向性検討の第一歩と
なることを願いつつ、32期の現状業務に明け暮れております。

(伊藤)

昨今のニュースで異常気象についての報道がなされない日
がまれなほど地球の環境に対する危惧が高まっています。ガ
スタービンを取り巻く環境も当然のことながら年々厳しくな
り、有害排気ガス削減やエネルギーの有効利用に繋がるエコ
エンジンや複合システム等への期待が否応なく高まっていま
す。ガスタービン学会誌でも、過去これらに関連する幾つも
の特集が組まれてきました。次の企画案を出すときに、そも
そもガスタービンはどのような発達・開発過程を経てきた
のだろうか、これらの過程を振り返ることによってガスター
ビンが抱えている諸問題に対して新たな展開の芽が出てくる
可能性はないだろうかと考えました。またガスタービンを大
学で研究・教えているものとしても、その発達過程は大変興
味深いものがあります。例えばその成り立ちです。熱機関と
してはガソリン機関やディーゼル機関の方がガスタービンよ
りも古いと見なされていますが、サイクルそのものについて
は、オットーサイクルやディーゼルサイクルよりもブレイト
ンサイクルの方が考案されたのが古い。しかも実際に製作さ
れ使われていたことは驚きです。もちろん現在のようなター
ビン・圧縮機による連続サイクルではありませんが。

そこで今回は特集記事として、「歴史に見るガスタービ
ンの発達プロセス」をテーマに、ガスタービンがどのような
アイデアや過程を経て技術や学問が発達し確立されてきたの
かを歴史的に振り返ってみることにしました。ガスタービンの
歴史を一つのテーマとして捉えた特集は、少なくとも1987年
の学会誌以降はありません。最初は3月号のみの企画案でし
たが、5月号担当の吉田英生委員のご提案で5月号との2号
連続の特集とすることにしました。3月号はガスタービンの
圧縮機・タービン、燃焼器、材料などの個別要素、5月号は
パイオニア達や各国の開発への取り組みを中心にまとめるこ
とにしました。執筆者の方たちは、実際にそれらの開発に当
たられた人々を主にお願しました。従って外国の方にも
寄稿していただくことになり、英語の解説論文も混じる結
果となったことはご容赦願いたいと思います。

壮大な企画のため若干の不安もありましたが、原稿を頂い
てそれが払拭されました。本号を読んでいただくとおわり
頂けると思いますが、ガスタービン技術の発達過程が、過
去から現在へと、具体的に理解しやすい内容になっていま

す（現在まではわかった、ガスタービンの将来は、と気にな
られる読者諸氏は、本学会誌2007年3月号「ガスタービンの
将来展望-ガスタービンは生き残れるか-」が参考になると
思います）。教材にも最適です。ガスタービン全体の開発過
程・物語については、5月号をご期待下さい。きっと興味深
く読んで頂けると思います。

本号ではこの特集以外に、「喫茶室」でガスタービン教育
に関する貴重なご意見を、また「研究だより」ではノーベル
賞研究者を多数輩出しているCaltechについて興味深い紹介
を、さらに「新製品紹介」では技術論文かと見間違えるよう
な詳細な製品紹介を頂きました。

最後になりますが、本号の刊行に当たり、急な原稿依頼で
あったにも関わらず、お忙しい中ご執筆を快くお引き受け頂
いた各著者の方々に厚くお礼申し上げます。なお本号の企画
編集は、伊東正雄委員（東芝）、市川薫委員（東邦ガス）、川
上龍太委員（東京電力）と湯浅（首都大）が担当しました。

（文責：湯浅三郎）

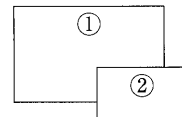
（表紙写真）

表紙図表構成

ネ20ターボジェットエンジン①断面図と②外観

ネ20ターボジェットエンジンは、戦前の海軍航空技
術廠で試作され、「橘花」に搭載されて1945年8月に12
分間の自立飛行に成功した日本初のジェットエンジンで
ある。戦争が終わるまでに10台が生産され、現在1台が
I H I 昭島事業所「空の未来館」に展示されている。そ
の主要諸元は、圧縮機：軸流8段 圧力比3.45、タービ
ン：軸流1段 タービン入口温度700℃、燃焼器：アニュ
ラー式 燃料ノズル12本、最大推力：475kgf、回転数：
11000rpm、である。

なお表紙の図面と写真は、日本ガスタービン学会30周
年記念写真集「日本のガスタービンの歩み」（2002年）よ
り転載した。



だより

✠事務局 ✉

この学会誌がお手元に届く頃は、既に新しく第33期（2008
年度）が始まっております。歳をとると、一年が早く感じら
れると言いますが、まさにその通りで、ごちゃごちゃとした
仕事に追いかけてられているうちに、32期はあっという間に過
ぎ去ろうとしています。昨年7月から事務局長を拝命しては
おりますが、はたしてどの程度皆様の期待にお応えすること
ができたかと思うと、忸怩たるものがあります。

昨日は東京にもものすごく強烈な春一番が吹き荒れました。
地球温暖化がいよいよ現実のものとなりつつあると言うこと
が実感されるような自然現象が最近特に多くなったように思
います。2008年は京都議定書で定められた具体的な削減目標
を実現していかなばならぬ初年度でありながら、わが国の実
態はご存知のように省エネ大国と威張ってみても、削減ど
ろか8%近くも増加しており、その一部を排出権取引でごま

かそうと言ったお粗末さです。エネルギー問題や省エネ技術
はますます重要になってきておりますが、ガスタービンはこ
れらに関しては今までは大いに貢献してきましたし、関連す
る日本ガスタービン学会もそれなりに発展してきました。し
かしながら、ここ数年の会員数を見ても飽和状態あるいは減
少傾向となっており、なんとなく閉塞感が感じられます。

今後これら関連技術が世の中で大いに活用され、さらに役
立つ存在となりうるためには、ガスタービン学会はこれから
どのような学会とならねばならぬかが問われているように思
われます。メーカ、ユーザ、学、官を問わず関係者の要望、
英知を集め、新しい33期がそのような方向性検討の第一歩と
なることを願いつつ、32期の現状業務に明け暮れております。

（伊藤）

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000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.36 No.2 2008.3

発行日 2008年3月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒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
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
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. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話 (03)3475-5618 FAX (03)3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000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.36 No.2 2008.3

発行日 2008年3月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒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
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
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. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000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.36 No.2 2008.3

発行日 2008年3月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒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
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
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. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000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.36 No.2 2008.3

発行日 2008年3月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒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
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
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. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話 (03)3475-5618 FAX (03)3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600