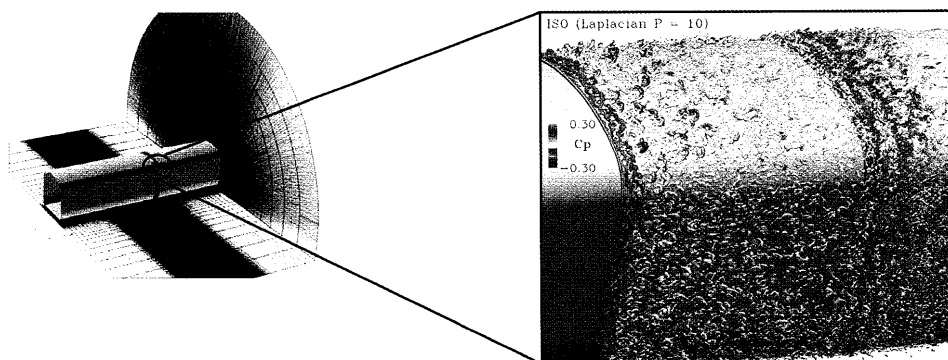


特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

ラージ・エディ・シミュレーション (LES) の工学的応用

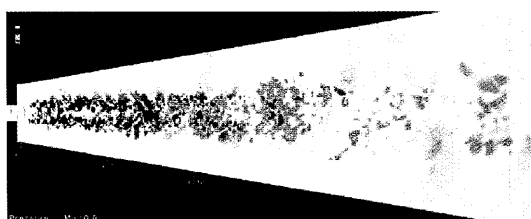
(東京大学 加藤 千幸) (詳細は213頁参照)



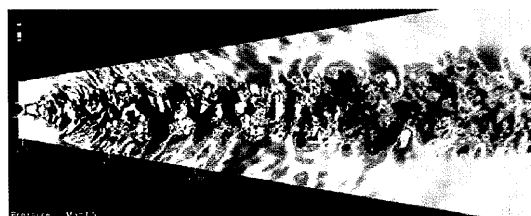
新幹線車両車間部の LES 計算メッシュと車間部まわりの瞬時の渦の様子と表面の静圧分布

ジェット流への応用

(JAXA 榎本 俊治) (詳細は225頁参照)



(a) 亜音速ジェット ($Ma=0.9$)

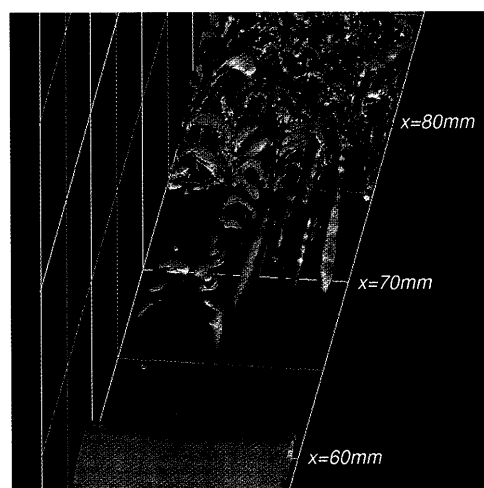


(b) 超音速ジェット ($Ma=1.5$)

亜音速および超音速ジェットの LES のある瞬間の圧力分布

衝撃波と境界層の干渉への応用

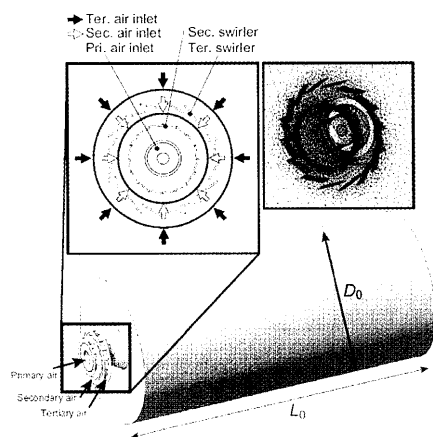
(東京大学 寺本 進) (詳細は231頁参照)



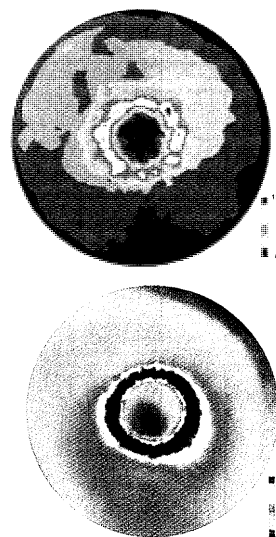
遷移領域の渦構造の比較 (速度勾配テンソル第二不変量)

乱流燃焼流れの Large-Eddy Simulation

(京都大学 黒瀬 良一) (詳細は243頁参照)



BEACH 炉の概要



旋回流速分布の LES (上) と RANS (下) の比較

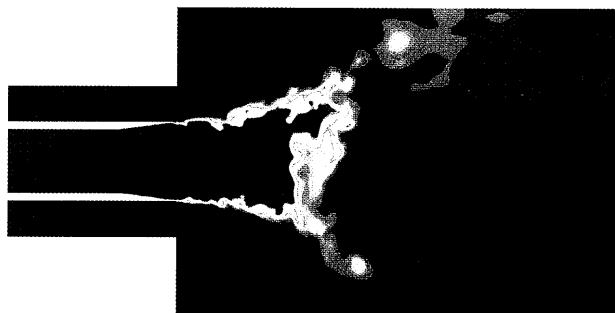
FLUENT と ANSYS CFX による LES 応用事例

(フルーエント・アジアパシフィック (株)・アンシス (株) 坪井一正・横山洋一)

(詳細は253頁参照)



瞬時の温度分布

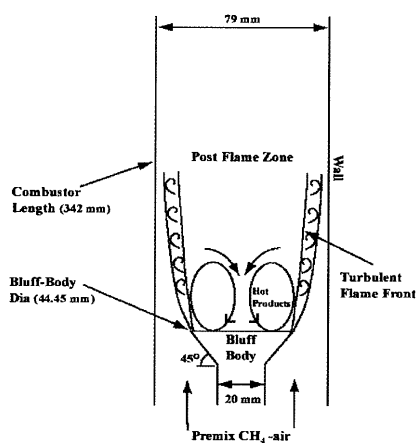


瞬時化学種濃度分布 (側面)

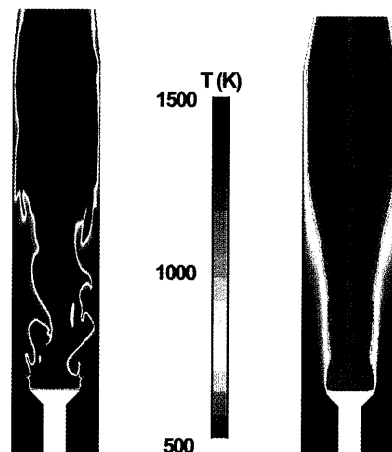
CFD-ACE+ による乱流燃焼のラージエディシミュレーション

((株) ウェーブフロント 宮川 哲)

(詳細は259頁参照)



計算形状の模式図

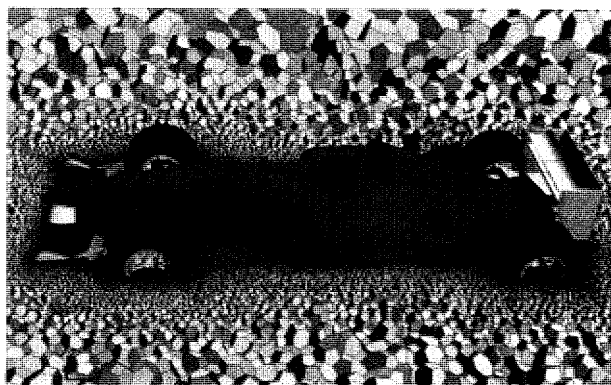


温度分布 (左: 瞬時分布 右: 時間平均値)

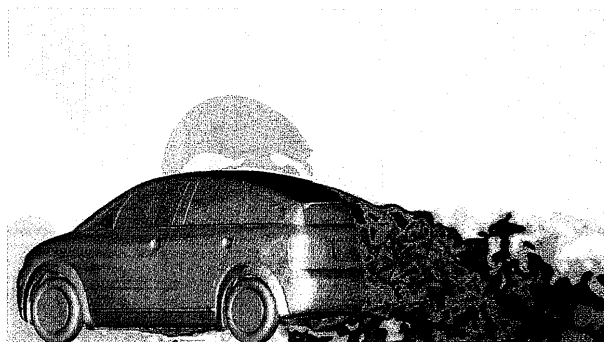
汎用熱流体解析プログラム STAR-CD/STAR-CCR+ の LES 解析

((株) シーディー・アダプコ・ジャパン 中島達也)

(詳細は264頁参照)



ポリヘドラルメッシュ



車体外部流れ LES 解析

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

巻頭言 ラージエディシミュレーション (LES) の応用

荒川 忠一*¹
ARAKAWA Chuichi

乱流シミュレーションの科学技術の推移の中で、ラージエディシミュレーションLES (Large Eddy Simulation) は直接計算DNS (Direct Numerical Simulation) にもっとも近い存在であり、現在の計算機性能を考慮したとき、工学的には乱流解析として究極的な姿と判断している。いうまでもなく、Navier-Stokes方程式で記述される粘性を有する流体力学は、歴史的には、StokesあるいはOseen流れ、Prandtlの境界層理論、川口らによる手動計算機による解析、そして $k-\varepsilon$ を代表とするRANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equations) による数値解析と続き、工学の発展に大きな寄与を続けてきた。理想としては、Navier-Stokes方程式を解析的に、あるいは大規模数値解析で直接的に乱流構造を解像しながら解くことが望ましい。しかしながら、解析解そのものの存在が証明できていない現状を鑑みたとき、工学的には適性規模での数値解析への発展が当然の帰結であった。その中で、RANSは時間平均モデルとは言いながら、乱流数値計算手法として、ここ20年一定の役割を果たしてきたと評価できる。具体的には、ロンドンのインペリアルカレッジを中心として提案された $k-\varepsilon$ モデルが普及し、乱流粘性を二つの輸送方程式から求めるといった応用性の高い技法により、さまざまな工学的な問題を解決してきた。

一方、RANSの基本的問題として、乱流を構成する渦に対しては時間平均を行うモデルであるために、強い非定常性を有する流れに対して不向きである。また、回転や密度成層などを伴う非等方性乱流に対して、 $k-\varepsilon$ などの乱流粘性に対する勾配拡散モデルは、信頼性を維持できない。これらのモデル化によって生じたさまざまな問題を解決する救世主として現れたのが、LESである。

LESは、気象学者を中心として1970年代から研究が進められた。乱流を構成する渦を、大きさによって大中小3種類に分類したとき、その最小スケールの渦は乱れ成分を等方的な運動により熱へ散逸させる働きをしている。この最小な渦に簡単かつ普遍性のある最小モデルを適用し、中スケール以上の乱流については、非定常な流体運動として数値解析で解像しようとの挑戦である。工学の分野では、当初、壁面周りに対して膨大な格子点数を必

要とするなどの問題から、実用性は小さいと判断されたこともあった。しかし、地球シミュレータを代表とするような計算機性能の飛躍的な向上とともに、工学として非定常問題解析の重要性が高まり、LESに対する期待が大きくなり、さまざまな応用研究も報告されることとなった。

現在は、非定常現象の解明が中心となる燃焼や騒音の予測に、その威力を発揮している。例えば、騒音予測では、乱流を構成する渦などによって発生する非定常の圧力変動を、非圧縮性流れのLESとして求め、得られた圧力変動の情報を用いて、その伝播を別途算出して音響場を求める。最新の手法では、圧縮性の流れ場を細密な格子を用いたLES解析を行い、流れ場と音響場を同時に求めることが提案され、3億点といった膨大な格子点数を用いて、風車回転翼の先端から発生する高周波騒音を求める方法も試行されている。音響に関連する高周波の圧力変動を求めるだけでなく、音速といった有限速度での圧力波の伝播も、圧縮性流れのLESという最新のツールを利用して、一気に求めることになる。

境界層などの壁面近くの流れ場を解析するときには、LESは細心の注意を払う必要がある。強いせん断流となるため、細密な格子点を配置する必要があること、さらには層流から乱流への遷移に対する配慮が必要となる場合がある。LESは、乱流の渦の解析を目的として開発されているため、基本的な考え方は乱流としての計算手法である。もし遷移を扱うなら、本来は何らかのアイデアを組み込む必要がある。しかしながら、LESとして提案されている最も簡単なSmagorinskyモデルを用いたとき、本来の層流域では乱れが成長せず、擬似的な層流を再現することも報告され、工学的には一定の精度で、遷移を含む複雑な流れも予測できることが知られてきている。もちろん、遷移を物理的に説明できるLESモデルの構築と応用も必須であることは言うまでもないが、これらの事実はLES計算の可能性の大きさを表している。

また、LESと格子点数の関係には十分な注意が必要である。前述のように、最小スケールの渦はモデル化しているが、それ以上の大きさの渦に対応できるよう格子を張る必要がある。満足できる格子点数が配置されているかどうかを見極めることは難しいところではあるが、少なくとも計算結果の格子依存性を調べ、その影響が少ないことを示すことが必要であろう。理想としては、渦成分のパワースペクトルを求め、乱流の物理法則を満たし

原稿受付 2007年 6月 7日

*1 東京大学 大学院 工学系研究科

〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1

ていることを確かめることであろうが、現実としては難しい。LESと称して、不適切な粗い格子を利用し、格子の大きさを代表長さとする、RANSのいわゆるゼロ方程式モデルに落ち込むことがないように、十分な注意を払いたい。

Navier-Stokes方程式を、一切のモデル化を排して解くDNSは、一様減衰乱流などの基礎的な流れ場では、 $4096 \times 4096 \times 4096$ という膨大な格子点を用いて、地球シミュレータで解析が行われている。しかしながら、周期境界条件などといった厳しい条件が課せられるため、工学的な応用問題には、DNSはまだ遠い存在である。

現在の計算機環境を考えると、設計などの工学的問題に適用する場合、1000万点程度の格子点数が現実的な値となる。燃焼などの壁面の影響が小さい現象は、LESで十分に解析できるものと期待される。一方、境界層の影響が支配的な流れ場を解析する場合は、格子依存性に

十分な注意を払いながら、LESの応用を試みるのが望まれる。壁面に近い境界層領域はRANSに置き換え、その外側をLESで解く手法、例えば、DES (Detached Eddy Simulation) が提案されている。利用できる格子点数、対象となる現象を見極めながら、LESあるいはその他の方法を選択することが肝要である。

LESは、非定常流れや非等方性乱流などの複雑な乱流を解析できる、トランプにおけるジョーカーのような役割を果たしつつある。つまり、強い力を持っている反面、計算時間などを考えるといつも使えるものではなく、あるいは、使い方を一旦間違えると大きな損失となる。本特集号に代表されるさまざまなLESの応用例を踏まえつつ、それぞれの目的にかなったLESの利用が行われ、ガスタービンをはじめとする、各種エネルギー機械の設計と現象解析にLESが普及することを願う次第である。

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

ラージ・エディ・シミュレーション (LES) の工学的応用

加藤 千幸^{*1}

KATO Chisachi

キーワード：乱流，ターボ機械，空力騒音，数値解析，Large Eddy Simulation

1. はじめに

ガスタービンを始めとした，種々のターボ機械内部流れの数値解析に関しては，1980年代から $k-\varepsilon$ モデルなどのレイノルズ平均乱流モデル(Reynolds-Averaged Navier-Stokes, 通常RANSと略される)を利用した定常解析の適用が盛んに研究され，1990年代には，RANSによる定常流れ解析はターボ機械の設計・開発に不可欠なツールとして定着した。一方，計算格子よりも大きな渦(=Large Eddy, Eddyは渦を表す)はモデル化することなく計算格子により直接計算する乱流の解析手法である，Large Eddy Simulation (LES) は，1990年頃は乱流の基礎研究ツールとして位置づけられていた。しかし，RANSがターボ機械の設計・開発ツールとして定着した1990年代から，ターボ機械内部流れをLESにより解析する試みがなされ，現在では部分的にはあるが，LESもターボ機械の設計・開発の現場で使用され始めている^{(1)~(3)}。

本稿ではまず，LESという解析手法について概説した後，その工学的応用に関して配慮すべき点について説明する。最後に，筆者が専門としている流体騒音の予測に対するLES適用の現状を紹介し，今後の動向を展望したい。

2. LESとは

LESはしばしば，直接シミュレーション(Direct Navier-Stokes Simulation, DNS)とRANSの中間的な手法として位置づけられることが多い。確かにLESは両者の中間にあることに間違いはないが，RANSよりもはるかにDNSに近い乱流の解析手法である。

乱流の本質あるいは起源は，流れの中にある渦同士の非線形干渉にあるが，乱流の数値解析手法はこの非線形干渉をどのように扱うかにより大別される。たとえば，前述のRANSにおいては，渦の非線形干渉が平均流れに与える影響を全てモデル化して計算に取り込み，乱流の渦を計算格子により直接計算することはしない。これに対して，DNSでは全てのスケールの渦の非線形干渉を計算格子により直接計算する。渦の非線形干渉を計算格

子により直接計算するという意味ではLESはDNSと同じである。ただし，LESでは，最小スケールの渦まで直接計算するのではなく，計算格子では捉えられない，小さなスケールの渦の運動はモデル化してその効果を計算に取り込む。この点がDNSとは異なる。

3. LESの長所と短所

前述のように，LESでは計算格子により乱流渦を直接計算するため，当然のことながら，RANSと比べれば計算規模は大きくなり，また，数値解法に対しても，より高精度で安定な解析方法を用いる必要がある。たとえば，前縁からの距離と主流速度とにより定義されるレイノルズ数が 10^6 の平板乱流境界層の速度分布や壁面摩擦応力の発達を予測することを考える。ただし，簡単のために，ここでは遷移のことは考えずに，流れは平板の前縁から乱流境界層であると仮定する。RANSでは平均流れのみ計算格子で捉えればいいので，二次元計算で十分であり，パソコンでも10分もあれば計算できる。これに対してLESでは，後述する理由により，壁面のごく近傍に存在している非常に小さなスケールを持つた渦(渦の軸が流れ方向を向いた渦)を計算格子で捉える必要があるため，最低でも数百万点程度の格子を用いた三次元の非定常計算が必要となる。したがって，計算に必要なメモリ容量や計算時間の面では，圧倒的にRANSを用いる方が有利である。

平板乱流境界層の計算にも数百万点規模の格子が必要となるLESの長所は何であろうか？LESの工学的適用に関する主要な意義は以下の3点にある。

まず，本質的に非定常の計算であるため，空力騒音の音源や流体構造連成振動の変動荷重などを予測することができる点が挙げられる。非定常のRANS(Unsteady RANS, 通常，U-RANSと略される)によっても，たとえば，動静翼干渉などに起因する流れの変動を計算することは可能である。したがって，羽根車動翼とガイドベーンとの干渉により発生する，羽根通過周波数のピーク性騒音に関しては，U-RANSによっても計算できる可能性はある。しかしながら，RANSにしてもU-RANSにしても乱流の渦自体は全てモデル化しており，計算格子

原稿受付 2007年6月11日

*1 東京大学 生産技術研究所

〒153-8505 目黒区駒場4-6-1 生産技術研究所De204

では直接計算していないため、これらの計算手法により、乱流騒音(広帯域成分)の音源を計算することはできない。

2点目はRANSよりも解析精度が高いことである。乱流の渦の中でも、比較的大きなスケールの渦の性質は流れ場ごとに異なるのに対して、比較的小さなスケールの渦の性質は流れ場自体にはあまり依存せず、かつ、等方的である。これらの渦は、「半受動的に」より大きなスケールの乱流渦から運動エネルギーをもらい、より小さなスケールの乱流渦へ運動エネルギーを渡している。このような理由から、一般に、スケールの小さな乱流渦の影響はモデル化し易く、したがって、全てのスケールの乱流渦の効果をモデル化するRANSよりも、スケールの小さな乱流渦の効果のみをモデル化して計算に取り込んでいるLESの方が、一般に高精度な計算が期待できる。特に、大きくはく離れた流れにRANSを適用すると解析精度が大きく低下することがしばしば指摘されているが、LESではこのような問題は発生せず、高精度な解析が期待される。

最後に、乱流遷移の予測も、LESを工学的に適用する意義として重要である。RANSに対する遷移モデルも盛んに研究されているが、これらのモデルは何れも、乱流遷移と関連が深い流れのパラメータと遷移過程との相関に関する経験則に基づくものであり、モデル化の検証範囲を越えた条件においては、予測精度は保証されない。これに対してLESでは、不安定モードの発生や渦の非線形干渉の結果として遷移現象を捉えるために^{たとえば(4)}、流れ場に因らずに高精度な予測が期待される。なお、LESにおいても、遷移を直接計算せずにモデル化するという研究(立場)もあるが、筆者はLESにおいては遷移はモデル化するものではなく、計算格子により直接計算するものと考えている。

4. LESの基礎方程式

LESの基礎方程式を以下に示す。

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\nu + \nu_{SGS}) \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right\} + f_i \quad (2)$$

$$\nu_{SGS} = (C_s \Delta)^2 \left(2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij} \right)^{0.5}, \bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

ここで、(1)式、(2)式はそれぞれ、質量、運動量の保存を表す。 \bar{u}_i ($i=1, 2, 3$) は各方向の流速成分、 \bar{p} は静圧であり、それぞれの変数の上に付いている横棒は各変

数が格子サイズの空間平均値であることを意味している。 f_i は解析に用いる座標系の運動に対応する慣性力であり、回転座標系に関しては、遠心力とコリオリ力を付加する必要がある。

(3)式は計算格子よりも小さなスケールの乱流渦の効果を表す、サブグリッド・スケール・モデル (Subgrid Scale Model, SGS Model) とよばれるものである。LESに用いられるSGSモデルとしてはいくつか提案されているが、ここでは最も一般的に用いられているSmagorinskyモデル⁽⁵⁾を示した。(3)式において、 Δ は計算格子のサイズを表し、また、 C_s はSmagorinsky定数とよばれるモデル係数であり、一般には0.1から0.2程度の値が用いられる。

Smagorinskyモデルでは、計算格子で求まっている流速の勾配 (S_{ij}) から、陽的に ν_{SGS} の値を計算することができ、渦動粘性係数の値を求めるのに乱流統計量に関する輸送方程式を解く必要がある $k-\varepsilon$ モデルや応力方程式モデルと較べるとはるかに簡単な形をしている。LESでは、格子よりも小さなスケールの乱流渦はそれよりも大きなスケールの乱流渦から受動的に運動エネルギーを受け取り、さらに小さいスケールの渦に運動エネルギーを受け渡すだけの作用をしているということを前提としている。つまり、SGSモデルは、本来はより小さいスケールの渦の運動によって熱に変換される運動エネルギーを計算格子のサイズで熱に変換する機能だけを担っているため、比較的単純なモデル化が可能になるのである。ただし、Smagorinskyモデルは完全に発達した乱流を仮定して導出されているため、そのままでは遷移領域にある流れや、壁面のごく近傍の流れのように、発達した乱流とは異なる特性を持っている部分には適用することはできない。このような流れ(あるいは流れの中の部分)も含めて高精度な解析を行うためには、Dynamic Smagorinskyモデル (DSM)⁽⁶⁾の適用が有効である。紙面の都合により、DSMの導出過程やモデル方程式に関する説明は割愛するが、結果だけを説明すると、DSMでは乱流の局所的な状態に応じた適切な値に ν_{SGS} の値が自動的に決定される。6節に示すLESの適用事例もDSMを用いて計算したものである。

5. LESの工学的応用

LESの適用事例を示す前に、LESの工学的応用に関して筆者が重要と考えている点について説明する。

5.1 ユーザからみたLES適用の課題

LESの工学的応用に関してユーザサイドから見た場合の最大の課題は適切な問題設定である。まず、LESにより得ようとしている情報を明確にし、それがどの程度の規模の計算で得られるかということをできる限り詳細に検討すべきである。

たとえば、高レイノルズ数、低迎え角の二次元単独翼型まわりの流れの静圧分布求めたいとする。乱流遷移や

衝撃波のような複雑な現象が問題とならない場合は、通常の二次元のRANS計算でも工学的に十分な精度で静圧分布を予測できる。この問題をLESで解析しようとする、最低でも数百万格子を用いた三次元の非定常計算をする必要があるが、LESを用いたからといって精度の向上はほとんど期待できない。

一方、ビルまわりの風の変動や、ビル表面の風圧分布の予測に対しては、RANSでは乱流変動に起因する風の変動を計算することができないばかりではなく、乱流粘性の過大評価により、はく離領域が過小評価されることが知られており、平均風圧分布の予測精度も悪い。これに対して、LESを用いれば風速変動や平均風圧分布ともに高精度な予測ができることが報告されている。

LESを適用する場合、格子解像度が常に問題になる。LESの計算格子作成に関する基本的な指針は、“fine enough to resolve smallest *active* eddies”ということである。ここで、“*active*”という形容詞が重要であり、これがなければDNSと同じである。つまり、LESでは流れ場を決定するのに支配的な役割を果たしている渦は計算格子で直接計算するということである。

この支配的な渦というのは流れ場ごとに異なる。たとえば、先の、ビルまわりの流れを考えてみよう。ただし、簡単のために接近する風やビル表面の境界層は考えないことにする。ビルの背後には大きなカルマン渦的な渦が生成され、そこから乱流渦へのエネルギー・カスケードがスタートする。この場合、乱流渦はほとんど受動的に、より小さい渦に運動エネルギーを渡しているだけである。したがって、LESにより、大きなカルマン渦的な渦とそこからスタートするエネルギー・カスケードが捉えられれば、ある程度の精度の計算結果が期待できる。

一方、高レイノルズ数の単独翼まわりには乱流境界層が発達する。乱流境界層中では、壁面摩擦速度 u_τ を基準にした壁座標で、直径30程度、流れ方向の長さが200程度のたて渦が乱流エネルギーの生成に対して支配的な役割を果たしている。このため、乱流境界層をLESで計算するためには、このたて渦を計算格子により捉える必要がある。つまり、境界層厚み δ のような大きなスケールの流れが支配的ではなく、粘性スケールの渦が支配的なのである。このことは壁座標により無次元化すると、乱流境界層の平均速度分布や乱れ速度分布がほぼ相似となることから理解できる。

具体的な数値を挙げると、たとえば、主流速度15m/s、翼弦長1mの平板翼まわりの境界層を考える。主流速度と翼弦長を基準にしたレイノルズ数は 1×10^6 である。平板後縁における境界層厚み δ は50mm程度であり、この中に、直径0.6mm程度のたて渦が無数に存在している。たて渦の直径は境界層厚みの100分の1、翼弦長の1000分の1のオーダーである。このことが、乱流境界層を含んだ流れ場のLESを極端に難しいものにしている。しかもこれらのスケールの比はレイノルズ数にほぼ比例して大

きくなるため、高レイノルズ数の乱流境界層のLESはなおさら困難となる。

乱流境界層を含んだ流れ場のLESに対しては大きく分けて次の3つのアプローチが検討されている。一つは、乱流境界層の部分をLESで計算することは諦め、この部分は通常のRANSにより解析し、その他の部分をLESにより解析するというアプローチである。このアプローチは壁面からはく離れた(Detached)渦のみを直接計算するため、Detached Eddy Simulation (DES) とよばれている⁷⁾。また、壁面までLESで計算する代わりに、壁面に適切な摩擦応力を与えることにより、全体の流れを精度良く計算することを目指した研究もあり、LESのwall modelとして称されるものである。最後のアプローチは何とか壁面近傍の構造も含めてLESで計算しようというものであり、筆者らは最後のアプローチによるLESの工学的応用計算の実現を目指して研究を進めている。

5.2 解析プログラムが具備しているべき要件

LESの計算プログラムとして重要な点は、①計算精度、②計算の安定性、③計算時間、④大規模計算に対する対応などがある。

前述のように、RANSと比較した場合のLESの最大の特徴の一つは計算精度にある。非定常解析としてのLESの特徴を活かすためには、平均流れの予測精度だけではなく、流速変動などの強度、空間スケール、周波数スペクトルの予測精度を確保することが重要となる。LES計算の精度に関しては、SGSモデルも然ることながら、数値解析方法、特に、空間の離散化方法が大きな影響を及ぼす。この理由は、前述のようにLESは小さなスケールの乱流渦の効果のみをモデル化しているため、SGSモデルに対する依存性がRANSに比較して小さいためである。一般に、高次精度の数値解析方法ほど精度は高いが、計算の安定性が問題となることが多い。特に、LESの工学的な応用計算においては、計算格子の局所的な歪や過度な集中が避けられない場合が多いため、高次精度の数値解法を用いたLES計算は不安定になりやすい。筆者は空間、時間共に二次精度の数値解析方法がLESの通常の工学的応用には最も適していると考えている。ただし、流体音の直接計算のように、流れの中の渦の運動と同時に、伝播する音も計算する場合は、二次精度の数値解法では音の伝播を精度良く計算するために必要な格子点数が膨大となるため、計算の安定性を確保しながら、六次精度以上の数値解法を用いた方が有利である。

一般にLESはRANSと比べるとはるかに長い計算時間を要するため、実用的な計算時間内で如何に意味のあるLES計算を実現するかも、LESの工学的応用に関して重要な課題である。このためには、収束性の高いアルゴリズムの採用、必要な演算量の最小化、メモリアクセス効率の最適化、高い並列化効率の達成などが課題となる。特に、流体解析を始めとした連続体の数値解析プログラムでは、

演算に必要なデータ量が他の分野の解析プログラムと比較して多いため、スカラー計算機やベクトル計算機など、それぞれの計算機に適したデータのアクセス形態を実現することがプログラムの高速化に対して必須となる。

LES計算に必要な入出力データは必然的に大規模なものとなる。このため、高速計算の実現と併せて、大規模なデータを効率的に扱うことができるファイルシステムの開発もLES計算の工学的応用にとっては不可欠である。現状でも数100GBから数TB規模のデータを扱う必要があるが、数年後にはPB規模のデータを扱うケースも予想されるので、この課題の解決は特に重要である。

筆者らは文部科学省のプロジェクト^{(8),(9)}の一環として、上述の課題を解決できるLES計算プログラムとして、FrontFlow/Blueというプログラムの開発を進めており、開発したプログラムはフリーウェアとして公開している。FrontFlow/Blueは空間・時間ともに二次精度を有する有限要素法によるLES計算プログラムであり、解析精度が高いことと併せて、数千CPUを用いた数億要素規模の大規模LES計算にも対応可能であることを特徴としているが、詳細は参考文献(8)、(9)を参照されたい。なお、次節に記載したLESの適用事例はFrontFlow/Blueにより計算したものであることを付記する。

6. LESの適用事例

6.1 ポリゴンモータの騒音解析⁽¹⁰⁾

ポリゴンモータは、レーザープリンタや複写機の主要部品であり、図1に示すように回転する多面体ミラーがレーザー光を反射し、感光体に潜像を形成する。ファンやポンプの動翼通過音と同様に、ポリゴンモータも回転基本周波数 nz (n : 回転周波数, z : ミラー面数) と、その高調波成分のピーク性騒音が発生する。ケーシングで密閉する高速回転の場合は、数kHzのピーク性の音が卓越するために、音圧レベルが低くても耳障りな音質であり、低減が望まれている。そこで本研究では、ポリゴンモータの空力騒音の定量的な予測を実現することと、騒

音発生の詳細なメカニズムを解明することを目的としてLES計算を実施した。LES計算に用いた計算格子は600万点程度であり、32CPUのPCクラスターを用いて計算を実施した。

計算された瞬時の圧力分布とミラーまわりの渦の構造をそれぞれ図2、図3に示す。ミラーの角部からはく離れた流れが乱流に遷移し、ケーシング内圧力変動の原因となっていることがわかる。

LES計算により求めたケーシング内面における圧力変動を荷重変動に変換し、陽的有限要素法を用いてケーシング内を弾性波として伝播する音を解析した⁽¹¹⁾。図4はケーシング上面の1点における振動速度の周波数スペクトルを実測値と比較したものであるが、良く一致する結果が得られている。さらに、本研究では市販の音響解析ソフトウェアSYSNOIZEを用いて、ケーシングから放射される音を計算した。音場の様子と上方1mの地点における騒音の周波数スペクトルを実験値と比較した結果を図5に示す。予測された騒音スペクトルは実験値と定量的に一致しており、このような解析の有効性が実証された。また、本計算により、ピーク性騒音が卓越する理由も明らかとなり、ケーシング形状の改良を検討した。詳細は割愛するが、この改良によりピーク性騒音を6 dB以上低減できることが確認された。

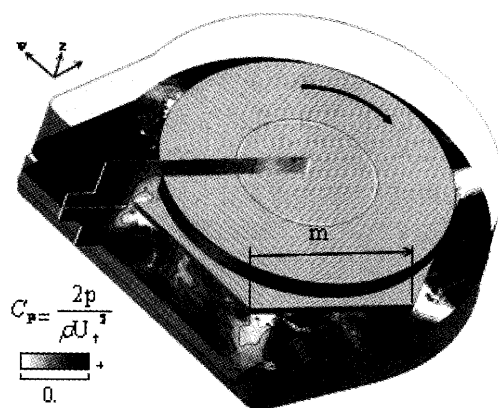


図2 ミラーまわりの瞬時の静圧分布

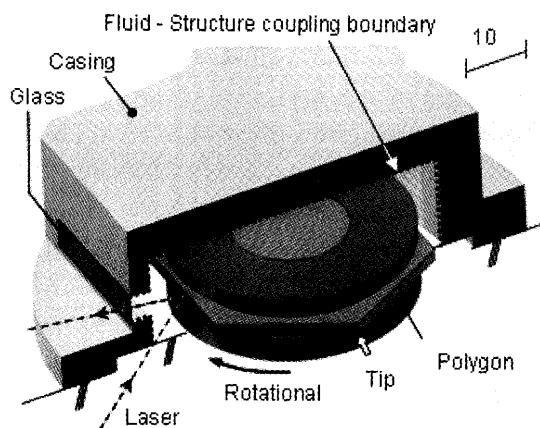


図1 ポリゴンモータの解析モデル

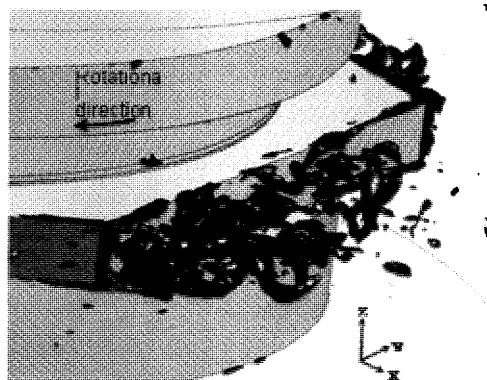


図3 ミラーまわりの瞬時の渦の様子

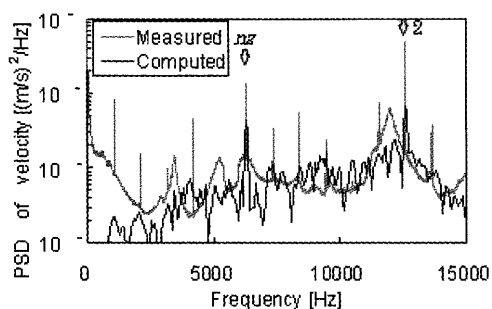


図4 ケーリング上面の振動速度スペクトルの実験値との比較

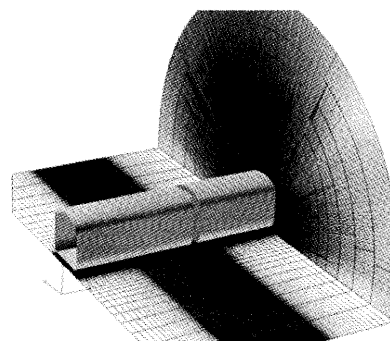


図6 新幹線車両車間部のLES計算メッシュ

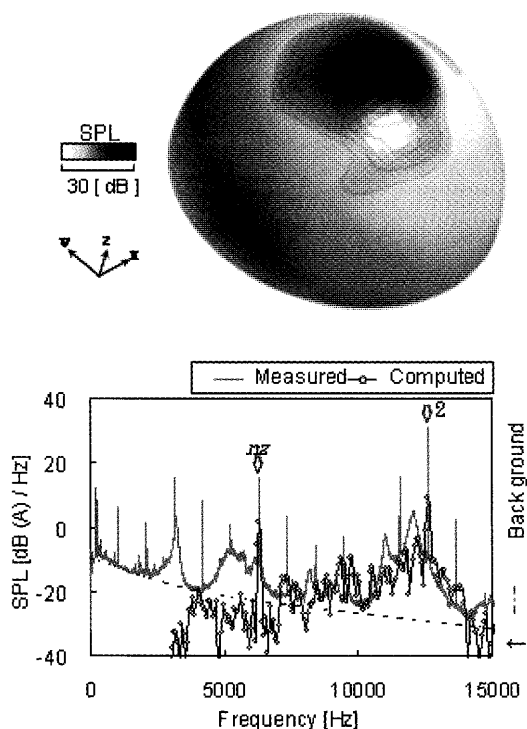


図5 計算された音場とケーシング上方における放射音の実験値との比較

6.2 新幹線騒音の解析^{[12],[13]}

前節で紹介したポリゴンモータの騒音解析では、ミラーのまわりに発達する渦の非定常変動を高精度に解析することが重要であり、乱流境界層を解析する必要はなかった。次に、乱流境界層の解析が重要となるケースとして、新幹線車間部から発生する空力騒音のLES計算結果を示す。新幹線車両の高速化に対して、発生する空力騒音の低減は重要な課題であり、車間部はパンタグラフや台車部と並んで主要な空力騒音源の一つである。

車間部を含んだ車両モデルの計算メッシュを図6に示す。格子点数は約1億5000万点であり、地球シミュレータ53ノードを使用してLES計算を行った。事前に実施した要素モデルのLES計算により、この格子解像度で、4 kHz程度までの音のスペクトルが予測できる見通しが得られている。

計算された瞬時の渦構造と風洞実験で得られた騒音ス

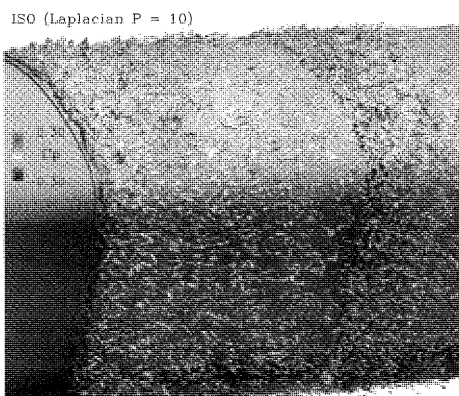


図7 車間部まわりの瞬時の渦の様子と表面の静圧分布

ペクトルとの比較を図7から図9に示す。この計算により、乱流境界層中の渦が車間部後方のエッジに衝突した際の変形が広帯域騒音の主要な音源となっていることが判明した。また、LES計算により予測された騒音スペクトルは、予想どおり4 kHz付近まで風洞実験値と一致する結果が得られており、適切な格子解像度を与えれば、新幹線車両のような複雑な形状であっても、発生する騒音のスペクトルを定量的に予測することが可能であることが示された。

上述のLES計算により、車間部から空力騒音が発生するメカニズムが明らかとなったため、これを低減する形状を要素モデルにより検討した。図10は直角のエッジ形状とエッジに丸みを持たせた形状の発生騒音のスペクトルを比較したものである。車間部がない平滑形状の場合の計算結果と、直角形状の場合の風洞実験値も併せて示している。この計算により、車間部エッジに丸みを持たせることにより、発生する騒音を約1.5dB低減できる見通しが得られており、近々、高速試験車両を用いた現車試験により、騒音低減効果を実証する予定になっている。

7. おわりに

本稿では、非定常な乱流解析手法として、その工学的応用に期待が高まっているLESに関して、LESの長所や短所と共に、特に、筆者が専門としている空力騒音解析への適用状況を概説した。LESの工学的な応用の現状を

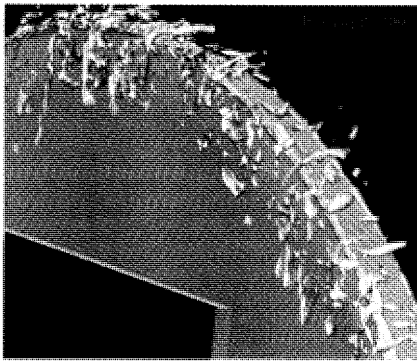


図8 車間部後方のエッジによる渦の変形

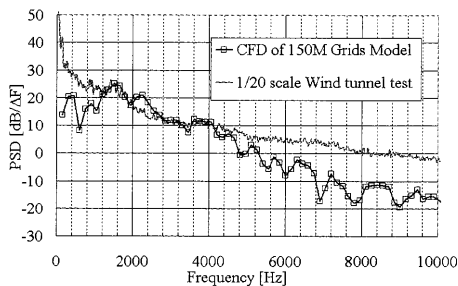


図9 車間部から放射される音の実験値との比較

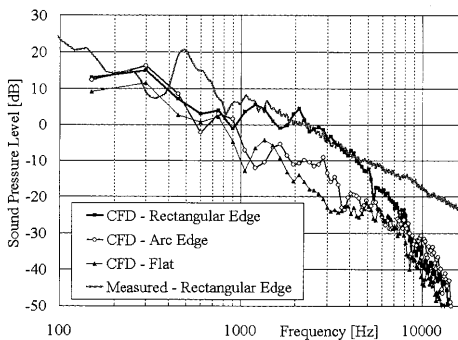


図10 要素モデルによる車間形状の検討結果

要約すると、乱流境界層の予測が重要ではない問題に関しては、LESは既に実用レベルに達していると言える。LESの工学的応用に関する現在の最大の課題は、粘性スケールにより決定される小さな渦の挙動が支配的となる乱流境界層の解析も含めたLESの実現である。この課題に対して、当面の間はRANSとLESとを組み合わせたハイブリッド手法の適用が一つの解決策となると思われるが、筆者らは乱流境界層まで解像するLESの実現を目指して研究開発を進めており、本稿に記載したように、序々にその実現の見通しも得られつつある。数年後には乱流境界層の解析も含めた本格的なLESの工学的応用が実現されるものと期待される。

本稿は、ガスタービンを始めとしたターボ機械の内部流れの解析や空力騒音の解析にLESを適用しようと考えているプログラム開発者ならびにユーザの方々を读者として想定し、LESの本質を理解して頂けるように心がけ

て執筆したつもりである。記載内容がやや専門的になってしまったきらいもあるが、そのような読者にとって、本稿が少しでも参考になれば幸いである。

謝 辞

本稿で計算に用いたLESプログラムは、元々、筆者が(株)日立製作所機械研究所に在職中に開発したものであるが、現在は、筆者が研究代表を務める、文部科学省次世代IT基盤構築のための研究開発「革新的シミュレーションの研究開発」において、山出吉伸氏(みずほ情報総研(株))、Yang Guo博士(東京大学生産技術研究所)、西村香純博士(アドバンスソフト(株))らと共に、引き続き、LESの実用化を目指した開発・改良を行っているものである。

本稿に記載したLESの適用事例は、コニカミノルタビジネステクノロジーズ(株)、および東日本旅客鉄道(株)の共同研究の成果として得られたものである。また、大規模なLES解析を実施するために、(独)海洋研究開発機構の地球シミュレータの計算機資源を使用させて頂いている。それぞれここに記して感謝の意を表する。

引用文献

- (1) Kato, C. and Ikegawa, M., Large-Eddy Simulation of Unsteady Turbulent Wake of a Circular Cylinder using the Finite-Element Method, ASME FED, Vol. 117, pp.49-56 (1991).
- (2) Kato, C., et al., "An Overset Finite-Element Large-Eddy Simulation Method with Application to Turbomachinery and Aeroacoustics", *Transactions of the ASME, Journal of Applied Mechanics*, 70, pp.32-43 (2003).
- (3) Kato, C., et al., "Numerical Prediction of Sound Generated from Flows with a Low Mach Number", *Computers & Fluids*, 36-1, pp.53-68 (2007).
- (4) Mastuura, K. and Kato, C., "Large-Eddy Simulation of Compressible Transitional Flows in a Low-Pressure Turbine Cascade", *AIAA Journal*, 45-2, pp.442-457 (2007).
- (5) Smagorinsky, J., "General Circulation Experiments with Primitive Equations", *Mon. Weath. Rev.*, 91-3, pp.99 (1963).
- (6) Germano, H., et al., "A Dynamic Subgrid-scale Eddy Viscosity Model", *Phys. Fluids*, A3-7, pp.1760 (1991).
- (7) Squires, K., D., "Perspectives and Challenges in Simulation and Modeling of Unsteady Flows", 第17回数値流体力学シンポジウム講演要旨集 (2005).
- (8) 文部科学省次世代IT基盤構築のための研究開発, 「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」第1回シンポジウム講演集.
- (9) <http://www.rss21.iis.u-tokyo.ac.jp>.
- (10) 秋山, 他3名, 「ポリゴンモーターから発生する流体騒音の数値解析」, 日本機械学会論文集B編, 73巻, 725号, pp.67-75 (2007).
- (11) Jiang, Y., et al., "Quantitative Evaluations of Flow-Induced Structural Vibration and Noise in Turbomachinery by Full-Scale Weak-Coupled Simulation", *Journal of Fluid and Structures*, 23, pp.531-544 (2007).
- (12) 水島文夫, 他3名, 「新幹線車両車間部から発生する空力騒音の低減」, 流体力学会年會講演論文集, AM06-01-004 (2006).
- (13) 水島文夫, 他3名, 「新幹線車両車間部の空力騒音シミュレーション」, 生産研究, 59-1, pp.73-76 (2007).

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

燃焼流れLES

大島 伸行^{*1}
OSHIMA Nobuyuki

中島 卓司^{*2}
NAKASHIMA Takuji

キーワード：ラージ・エディ・シミュレーション，乱流，燃焼，火炎，数値シミュレーション
Large Eddy Simulation, Turbulence, Combustion, Flame, Numerical Simulation

1. はじめに

最近，流体シミュレーション研究の一つの大きな壁であった乱流予測モデリングに関して大きなブレイクスルーが為されつつある。すなわち，膨大な演算量を必要とする原理方程式に基づく乱流の直接数値シミュレーション (DNS: Direct Navier-Stokes Simulation) とその近似解析モデルといえるラージ・エディ・シミュレーション (LES: Large Eddy Simulation) が開発されたことで，乱流数値シミュレーションを本格的に工学問題に適用していくことが可能となってきた⁽¹⁾。一方，燃焼流れに対しても化学素反応の解明が進み⁽²⁾，また，乱流DNSと直接連成計算して火炎微細構造を解明する試みもなされている⁽³⁾。しかしこれらの研究は主にミクロスケールの燃焼火炎構造に着目したもので，その成果を直接に実用機器の問題に適用しても，現状では実現不可能な計算量であるばかりでなく，解析結果が数値誤差に大きく依存するであろうことから適切な予測手段を与えない。なぜなら，燃焼流れがマルチスケール，すなわち，大規模な流れ変動から分子レベルの反応まで大きく異なる (時間，空間) スケールの現象を含んでいることに拠る。

そこで，本報ではLES法による非定常乱流シミュレーションを基本として，燃焼反応に関してはflameletアプローチに基づく火炎モデルを導入する手法に着目して最近の研究動向といくつかの実用例を紹介する。

2. Flameletアプローチによる乱流火炎モデル

一般に乱流燃焼場は，乱流による乱れと多数の化学種による化学反応との相互作用の上に成立している。しかし，これらの現象全てを考慮した上で，実用機器における乱流燃焼場の解析を行うことは，計算負荷や精度といった観点から非現実的である。そのため，様々な燃焼モデルが提案されているが，ここではその中でも乱流律則な燃焼場の解析に適したモデルとして，層流火炎片

(laminar flamelet) アプローチ⁽⁴⁾に基づく燃焼モデルを採用する。

このモデルでは，燃焼反応速度は流れ場の時間スケールに対して十分に速いと仮定 (fast chemistry) し，対象とする火炎の構造がミクロスケールにおいて代表的な層流拡散火炎の構造と同様であるとして火炎面の予測を行う。この手法の利点は，化学反応を直接取り扱う代わりに火炎面を表現するスカラー量の輸送方程式を解くため，このスカラー量を含む流れ場の計算と化学反応計算を分離できることである。そのため，流れのスケールと燃焼反応のスケールが大きく離れている実用燃焼場の解析において，計算負荷や精度の点で有用である。さらにLESと組み合わせることにより，非定常な火炎と渦の干渉による保炎状態の再現や燃焼振動の直接的な予測も期待できる。

2.1 拡散火炎モデル

一般的に工学的な乱流火炎では火炎厚さが乱れの最小スケールより薄く，火炎面は層流火炎の集合 (laminar flamelet) であると考えられる⁽⁴⁾。すべての化学種の拡散係数が等しい，Lewis数 $Le (=Sc/Pr) = 1$ ，低Mach数近似，壁面での伝熱および輻射の影響を無視，などの仮定の下で，元素の質量分率の保存式とエンタルピの保存式が相似形となるため，1つの保存スカラー量 ξ により燃料と酸化剤の混合分率が定義できる。ここで，乱流変動による火炎伸長が反応に及ぼす影響を無視すれば，混合分率 ξ に対する層流拡散火炎の温度，化学種濃度分布は平衡反応近似，あるいは，一次元対向火炎に対しての実験または素反応計算を用いて与えられる。

図1に一例として平衡反応計算によって得られた拡散火炎データを示す⁽⁵⁾。燃料は窒素で希釈された水素で体積比は水素：窒素1：1，酸化剤は空気である。

LESにおいて，混合分率 ξ の輸送方程式は

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{\rho} \tilde{\eta} + \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{\eta} = \frac{\partial \eta_j^\xi}{\partial x_j} \quad (1)$$

と与えられる。以下，上付記号 $-$ は体積平均， \sim はFavre平均をあらわす。乱流スカラー流束を表す右辺は，

原稿受付 2007年5月30日

*1 北海道大学 工学研究所
〒060-8628 札幌市北区北13西8

*2 広島大学 工学研究所
〒739-8527 東広島市鏡山1-1-1

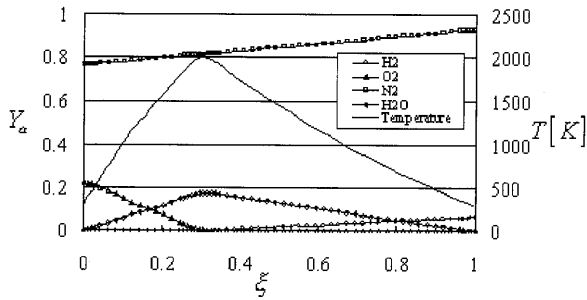


Fig.1 Dependence of mass fraction of species and temperature on mixture fraction

たとえば、勾配拡散モデルを用いて以下で表される。

$$\eta_j^\xi \equiv \bar{\rho} \left(\tilde{\xi} \tilde{u}_j - \xi u_j \right) \approx \frac{\mu_{SGS}}{Sc_{SGS}} \frac{\partial \tilde{\xi}}{\partial x_j} \quad (2)$$

ここで Sc_{SGS} は乱流Schmidt数である。

(1)式から求まる ξ は混合分率のGrid-Scale (GS) 成分であり、LESではこの値から温度や化学種濃度のGS成分を求める必要がある。混合分率とスカラー変数の関係は一般に非線形性が強いので混合分率のGS成分 ξ のみからは決定できず、Sub-Grid Scale (SGS) 変動成分率 $\tilde{\xi}^2$ の影響を考慮する必要がある。このため、噴流拡散火炎LESではRANSと同様に推定確率密度関数 (Presumed PDF) モデルが導入され、Beta関数が主に用いられる⁽⁶⁾。密度重みを考慮したpresumed PDFを P と仮定すると拡散火炎における任意の化学種 a の質量分率、温度などのFavre平均は

$$\tilde{\phi} = \int_0^1 \phi(\xi) P(\xi, \tilde{\xi}, \tilde{\xi}^2) \quad (3)$$

から求めることができる。SGS変動 $\tilde{\xi}$ は、たとえば、スケール相似則で評価される。

一方、乱流変動が非常に大きい場合や、バーナノズル近傍のように平均せん断が強い場所では、流れのスケールに対して燃焼反応速度が十分大きいという近似が必ずしも成立しない。そこで、火炎の特性量としてスカラー消散率 X を併せ用いて火炎データを修正することも提案されている⁽⁷⁾。LESにおいて局所スカラー消散率はSGS速度場の長さスケール Δ 、速度変動スケール u' などから次元解析によってモデル化される。

2.2 予混合火炎モデル

層流予混合火炎の特性を表す物理量は未燃ガス密度と火炎伝播速度の積 $\rho_u S_L$ であり、既燃ガスを着火源として未燃ガスへ火炎が伝播する。乱流予混合火炎においてlaminar flameletとみなせる場合、乱流火炎面の挙動は以下のLES-G方程式で表現できる⁽⁸⁾。

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{\rho} \tilde{G} + \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{G} = \frac{\partial \eta_j^G}{\partial x_j} + \bar{\rho}_u S_L |\nabla \tilde{G}| \quad (4)$$

ここで、乱流スカラー流束を表す右辺第1項は混合分率と同様に勾配拡散モデルを適用すると、

$$\eta_j^G \equiv \bar{\rho} \left(\tilde{G} \tilde{u}_j - G u_j \right) \approx \frac{\mu_{SGS}}{Sc_{SGS}} \frac{\partial \tilde{G}}{\partial x_j} \quad (5)$$

となる。一方、第2項は、GS成分で解像される見かけの火炎面の伝播速度 S_{SGS} (以下、SGS火炎速度とよぶ) を用いて、

$$\bar{\rho}_u S_L |\nabla \tilde{G}| = \bar{\rho}_u S_{SGS} |\nabla \tilde{G}| \quad (6)$$

と書かれる。ここで、反応量が火炎面積に比例して与えられることを考えると、平均化による見かけの火炎面積の減少を補正するように $S_{SGS} > S_L$ でなければいけない。LESでは、乱流火炎速度^{(9), (10)}とのアナロジーから、SGS速度変動スケール u' と関連付けて、

$$\frac{S_{SGS}}{S_L} \approx 1 + C_L \left(\frac{u'}{S_L} \right)^n \quad (7a)$$

$$\frac{S_{SGS}}{S_L} \approx \exp \left(\frac{u'}{S_L} \right) \quad (7b)$$

などのモデル化が適用されている。モデル定数は実験やDNSデータより与えるが、Dynamicモデルの考え方により計算解から推定する方法も提案されている^{(11), (12)}。

また、Müller⁽¹³⁾は平面对向火炎のデータなどを基に、火炎伸張効果をスカラー消散率 X で整理して、

$$S_L = S_L^0 \left(1 - C_q \frac{X}{\chi_q} \right) \quad (8)$$

とし定式化し、 $\chi = \chi_q$ において消炎が起こるとした。これが、乱流火炎中においても有効とすれば、LESにおいてもSGS成分のスカラー消散率 (実質的にはSGS速度場の長さスケール Δ 、速度変動スケール u') によって消炎効果がモデル化される。たとえば、稲毛⁽¹⁴⁾は指標関数に反応進行度 (Progress variable) を用いカルピッツ数と関連付けたモデルを提案している。

2.3 2スカラー火炎モデル

弘畑^{(15), (16)}は上記の混合分率 ξ と火炎指標関数 G の2つのスカラー輸送式(1), (4)を連成させることで両者の火炎形態が混在する一般の非予混合燃焼流れに適用できることを示し、これを2スカラー-flameletモデルとして導出した。また、同様のモデルが、関数 G の代わりに反応進行度によっても提案されている⁽¹⁷⁾。

ここで、既知の燃料源、酸化剤源（それぞれの希釈ガス分率、予熱温度などは固定）のみから混合ガスを供給する場合、せん断のない層流平面火炎の伝播速度 S_L^0 は一般に混合分率 ξ に依存すると考えられる。

関数 G を予め定めた $G=G_0$ 等値面が火炎位置を表すレベルセット関数と解釈すれば \tilde{G} はLES平均格子内の既燃領域の体積率を表す。また、 G を反応進行度と関連付けることもできるが、この場合 \tilde{G} は格子内の平均反応進行度を与えるものとみなされる。そこで、 $G=1$ を既燃ガス、 $G=0$ を未燃ガス、火炎面を $G=G_0=0.5$ と定義し、 G を反応進行度 c の単調関数と考えれば、指標成分 Y_a の未燃/既燃ガス中の質量分率 $Y_{a,u}$ 、 $Y_{a,b}$ と結びつけることができる。反応進行度

$$c = \frac{Y_a - Y_{a,u}}{Y_{a,b} - Y_{a,u}} \quad (9)$$

において、化学種濃度 Y_a が火炎面から離れた領域ではそれぞれ混合分率のみの関数とし、温度条件の影響を受けないと仮定する。このとき、

$$Y_a = \{1 - c(G)\}Y_{a,u}(\xi) + c(G)Y_{a,b}(\xi) \quad (10)$$

とモデル化される。実際の火炎厚さがLES平均格子スケールより十分小さいときには、 $c(G)$ の分布はあまり重要ではないと考えられるので、単純化のため $c=G$ とおくのが簡便である。LES空間平均操作において混合分率 ξ と G はお互いに独立であると仮定し、 G の変動の影響を無視すると、化学種濃度のGS成分は以下の式で与えられる。

$$\tilde{Y}_a = \{1 - \tilde{G}\} \tilde{Y}_{a,u}(\tilde{\xi}, \tilde{\xi}^2) + \tilde{G} \tilde{Y}_{a,b}(\tilde{\xi}, \tilde{\xi}^2) \quad (11)$$

ここで、未燃/既燃領域それぞれの化学種濃度は式(3)よりPresumed PDF, $\tilde{Y}_{a,u}(\tilde{\xi}, \tilde{\xi}^2)$, $\tilde{Y}_{a,b}(\tilde{\xi}, \tilde{\xi}^2)$ を用いて与えられる。乱流予混合火炎においてlaminar flameletとみなせる場合、式(11)を温度、密度や他の化学種濃度の算出にも適用できると考えてよいであろう。

結局、混合分率 $\tilde{\xi}$ と火炎指標関数 \tilde{G} の2つの平均化輸送式(1), (4)を解くことにより、両者が混在した複合乱流火炎がLESで定式化できることが分かる。

3 LES乱流火炎解析

以下では、上記方法による代表的な非予混合燃焼流れとして、吹き上がりバーナ火炎と部分予混合ガスタービン燃焼器へのLES適用例を紹介する。

3.1 吹き上がりバーナ乱流火炎のLES解析^{(15),(16)}

計算対象としてMúnizら⁽¹⁶⁾によるメタン空気浮き上がり噴流拡散火炎の実験より、噴流軸直径 $D=4.8\text{mm}$ 、 $Re=4100$ 、燃料流量平均速度 $U_{jet}=15\text{[m/s]}$ 、周囲流速度

$U_{co}=0.74\text{[m/s]}$ とした。燃料はメタン（99% vol.）で周囲流は空気である。この条件のとき時間平均における浮き上がり距離は実験では時間平均で燃料管先端からおよそ $30D$ （ 150[mm] ）付近である。

浮き上がり噴流拡散火炎を記述するために用いたLES基礎方程式は低マッハ数近似を施した連続の式、運動方程式、混合分率方程式と G 方程式である。式(11)の化学種濃度モデルから温度と密度を求めるための補助式としてエンタルピー方程式と状態方程式を導入した。なお、分子粘性係数はサザランドの式を用いて温度依存性を考慮し、部分予混合火炎伝播速度 S_L^0 はメタン空気予混合火炎の層流伝播速度の実験値を混合分率の関数として与えた⁽¹⁶⁾。

SGS応力にはSmagorinskyモデル、各スカラ拡散流束には勾配拡散モデルを用いる。なお、モデルパラメータについてはすべて定数を仮定し $C_s=0.11$ 、乱流プラントル数とシュミット数は $Pr_{sgs}=Sc_{sgs}=0.5$ とした。

乱流伝播速度は式(7a), (8)より、

$$\frac{S_{SGS}}{S_L^0(\xi)} \approx \left\{ 1 + C_L \left(\frac{u'}{S_{L^0 \max}} \right) \right\} \left\{ 1 - C_q \left(\frac{a}{a_q} \right) \right\} \quad (12)$$

S_L^0 は混合分率のみの関数とみなした。 $S_{L^0 \max}$ は S_L^0 の最大値である。また、SGS速度変動スケールはスケール相似則 $u' = \sqrt{\langle \tilde{u}_i - \tilde{u}_i^2 \rangle}$ で与え、式(8)のスカラ消散率の比は次元解析から歪み速度パラメータ

$$a = \sqrt{\frac{u'}{\Delta}} |S| \quad (13)$$

により評価した。モデル定数については、朴らのDynamicモデルの結果⁽¹²⁾、および、乱流火炎伝播速度が $3 S_L$ 以下になるとの知見⁽²⁰⁾をもとに、 $C_L=1.0$ 、 $C_q=0.3$ と最適化した。式(9)の歪み速度パラメータ a_q についてはメタン空気火炎対向火炎における値 $a_q=550\text{[1/s]}$ を用いた。

計算手法としては低マッハ数近似解法を用い時間進行法には3次精度ルンゲクッタ法を用いた。空間離散化手法には有限体積法による2次精度中心差分を用い、混合分率方程式の対流項のみSMART scheme⁽²¹⁾とした。圧力と速度のカップリング手法はFractional Step法である。計算格子は不等間隔円筒座標格子を用い計算領域は X, R, θ に対して $60D \times 20D \times 2\pi$ （ D は燃料管直径）で格子数は $200 \times 82 \times 32$ である。計算初期値として非燃焼噴流の量論混合比のラインに沿って $G=0.5$ を与えた。

計算結果として瞬時の混合分率、 G （既燃ガス）、温度分布を図2, 3, 4に示す。それぞれに火炎面 $G=0.5$ を図示した。火炎形状は浮き上がり火炎としては適切な形状である。今回の計算ではhelicalな大規模渦運動が存在するため、それに伴い火炎面が大きく湾曲しているのがわかる。計算における火炎基部は瞬時において $X/D=28 \sim 30$ 付近に存在し、実験値の浮き上がり距離を

ほぼ再現している。

図3と図4において温度分布は G の分布にほぼ相似である。これは式(11)が火炎後流において G が未燃ガスと既燃ガスの混合パラメータとして機能していることを示している。今回のモデリングでは火炎面が薄いことを仮定して式(11)を用いているが火炎基部で G の分布が拡散的な場合、火炎面前縁 $G < 0.5$ に温度上昇を与えてしまう可能性があり、火炎先端近傍における式(11)は $G < 0.5$ の領域で $\tilde{Y}_a = \tilde{Y}_{a,u}$ となるような修正が必要である。

図5に $SL^0_{max} = 0.37[\text{cm}]$ で無次元化した乱流火炎伝播速度分布を示す。図3の混合分率の量論混合比における等値面（メタン空気の場合 $\xi_{st} = 0.055$ ）に沿って火炎が伝播性を持つ領域が存在するが、特に火炎基部前後で伝播速度の値に大きな変化はみられない。本計算では主流方向速度と乱流火炎伝播速度が釣り合うところで火炎が保炎されていると考えられる。MüllerらはRANSによる浮き上がり火炎の解析において、乱流伝播速度モデルにおける消炎項が浮き上がり距離の予測ならびに火炎の安定化に寄与することを指摘しているが、本研究においても、式(12)において消炎効果（第2項）を無視した場合は最終的に $X/D = 6 \sim 14$ 付近まで火炎が逆火することを確認している。

3.2 部分予混合ガスタービン燃焼器のLES解析^{[22], [24], [25], [27]}

発電プラントにおけるガスタービンエンジン燃焼器は計測が困難な上、試作コストの面からも設計段階における現象予測が重要な機器である。特に近年では、高効率化と低NOx化のために高温均一な予混合燃焼が重要な要素技術となっており、その実現には器内の瞬時局所の現象を的確に捉え、温度や化学組成の分布を精度良く把握する事が必須である。そこで、LESによる乱流燃焼場の非定常解析^[23]が注目されてきた。

解析対象は実用希薄予混合ガスタービン燃焼器を想定した燃焼器供試体^{[24], [25]}である。本供試体形状では、流入希薄予混合気は旋回ノズルを経て、旋回流となって燃焼チャンバへと流入し、燃焼する。旋回ノズル出口中央に配置された保炎器背面にはパイロット燃料ノズルが設置されており、燃焼チャンバの上流側壁面と旋回ノズル出口近傍壁面は冷却空気流による壁面冷却が施されている。

数値解析は、非構造有限体積法ベースLES乱流解析コード“FrontFlow/red”^[26]で実行した。空間離散化は2次精度中心差分により、スカラ G および θ の対流項離散化のみ3次精度TVDスキームを用いた。時間積分スキームには2次精度Crank-Nicolson法を用い、時間間隔は 4.0×10^{-6} 秒とした。流入流速境界条件は、断面流量に基づき面内に一様流速を時間変動無しで与えた。流入予

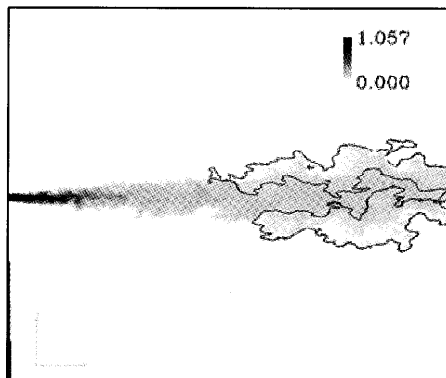


Fig.2 The instantaneous distribution of mixture fraction and wrinkling flame surface $G=0.5$

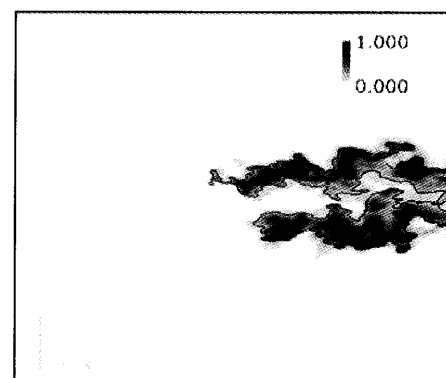


Fig.4 The instantaneous distribution of Temperature [K]

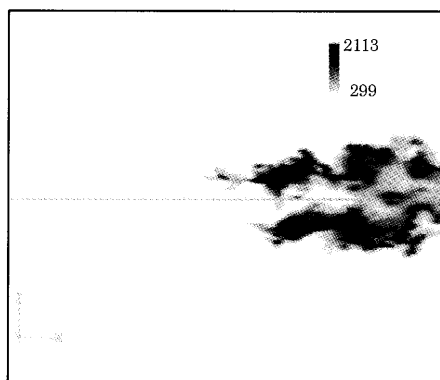


Fig.3 The instantaneous distribution of G (burnt gas) and wrinkling flame surface $G=0.5$

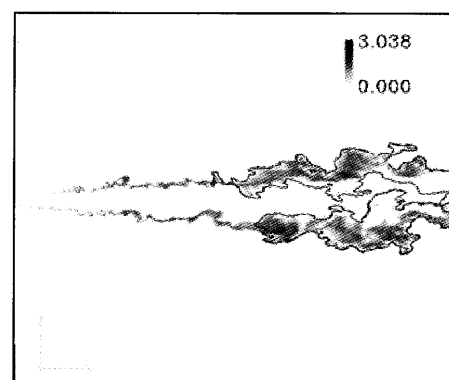


Fig.5 The instantaneous distribution of turbulent burning velocity ST/SL^0_{max} and wrinkling flame surface $G=0.5$

混合気はすべて未反応として全流入境界でスカラー G は0とし、混合分率は各流入燃料濃度に相当する一定値を与えている。燃料条件として組成はメタンとし、燃料流量は燃料と酸化剤を完全混合した場合の当量比が $\phi=0.60$ となるように設定し、投入燃料のうち30%をパイロット噴流より純燃料ガスとして投入した。既燃気体の熱化学状態を与えるflameletデータにはCHEMKIN4.0によりGRI-Mech3.0を用いた化学平衡解析により得られた平衡状態温度、密度を用いた。

SGS乱流燃焼速度 s_T の評価にはYakhot⁽⁵⁾のモデル式(7b)を用い、SGS速度変動スケールは

$$u' = C_{st} \Delta |S| \quad (14)$$

により、次元パラメータ C_{st} は0.15とした。また、強いせん断による消炎効果として過度なSGS乱流燃焼加速を抑制する制限モデルを付加して s_{SGS}/s_L の最大値を15に制限した。

解析領域の概観と瞬時温度分布 \tilde{T} は本誌別報²⁸⁾を参照されたい。これと同時刻でのスカラー \tilde{G} および $\tilde{\xi}$ の瞬時分布を図6に示す。いずれもGS成分を表している。主ノズルから流入する旋回予混合気流により、ノズル直後の燃焼チャンバ中心に循環領域が形成されている。同領域内部は、パイロット燃料の添加によって量論混合比($\xi=0.055$)に近い混合気が既燃状態で充満しており、他の領域と比べて高温な領域となっている。チャンバ内は下流に向かうにつれ、乱流拡散によって半径方向の混合分率分布が平均化され、チャンバ中心部の温度は徐々に低下する。しかし、下流部においても外周壁近傍では非常に燃料希薄であることから、予混合火炎面は外周壁まで到達しておらず、皺を持った円筒状の火炎がチャンバ内に形成されている。また、このため外周壁近傍は未燃気温の低温領域となっている。以上のように、2種のflameletスカラーによって複雑な器内温度分布が表現されている。

図7に時間平均温度予測を示す。実験値との比較(図8)より、ノズル出口より38mm下流(LineA)では燃焼器中心部($r=0.30$ mm)が予混合気旋回流の形成する循環領域に相当し既燃混合気が充満した高温領域となっており、やや温度の過大評価が見られるものの、中間部分の38mm下流(LineB)では良い一致が得られる。さらに、ノズル出口から358mm下流(LineC)の外周領域($r=70$ – 100 mm)でも内外周で解析条件間の温度の高低が逆転するという定性的なプロファイルの変化は捉えている。また、燃料条件を変えた解析では、パイロット燃料流速や総投入燃料量の差による温度分布の特徴的な変化なども再現されることが報告されている²⁹⁾。

図9にスカラー G の瞬時及び時間平均の分布から予混合火炎面($G=0.5$)を抽出して、さらに瞬時火炎面上には見かけの火炎面の伝播速度 S_{SGS} の加速率(式(7b))をコ

ンターで併せ表示した²⁹⁾。乱流火炎における時間平均温度分布の形成過程として知られるとおり、瞬時のGS火炎面は皺状形状を有しており、時間平均火炎厚さは瞬時GS火炎面の倍程度となることなどが確認された。ここで、時間平均の火炎面に対しての面積増加率は約150%と算出され、時間平均での見かけの火炎の層流平面火炎に対する加速率 S_T/S_L のうちGS変動成分により直接解像された分 S_T/S_{SGS} に相当するものと考えられる。一方、瞬時火炎面上でのSGS変動による加速率 S_{SGS}/S_L は激しく変動しているが平均して約10倍と評価される。

4. まとめと今後の課題

ガスタービンや火炉などに代表される乱流燃焼場の非定常解析を目指して、最近のLESおよびflameletアプローチを用いた数値解析モデルの研究成果を紹介した。今後は、より実現象に即したモデルの開発、改良とともに、NOx予測や音響振動予測などの設計ニーズに応える連成解析技術の発展が期待される。

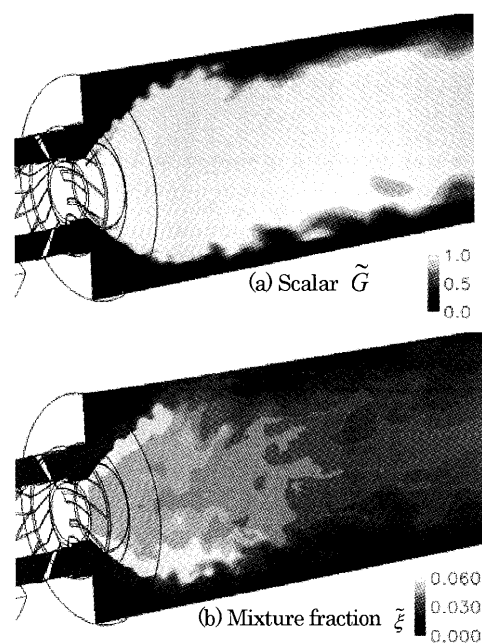


Fig.6 Instantaneous scalar distributions in the chamber

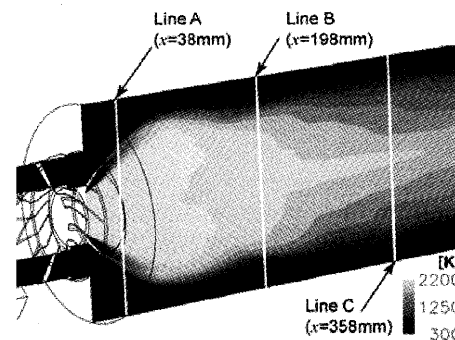


Fig.8 Time-averaged temperature profiles in the three sections

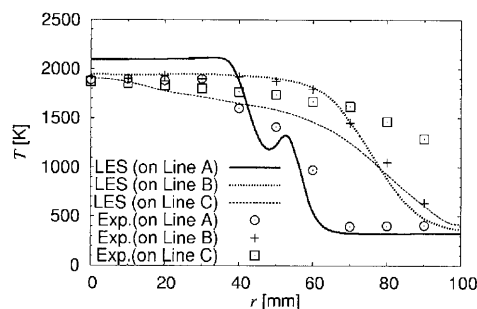
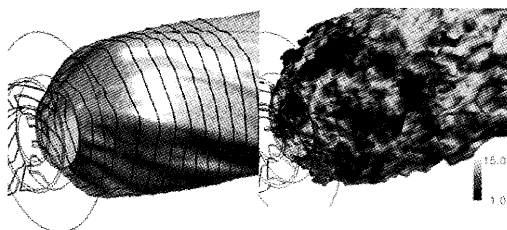


Fig.7 Time-averaged temperature in the chamber

Fig.9 Time-averaged flame surface (left) and instantaneous one with $ssgs/sl$ distribution (right)

5. 謝辞

本研究は、科学研究費補助金「LESモデルによる乱流燃焼火炎解析法の開発とその評価 (No.11305017)」 「Flameletアプローチに基づく乱流燃焼場のLESモデリング (No.15360091)」, 文部科学省ITプログラム「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」, 次世代IT基盤構築のための研究開発「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」, 三菱重工業(株)「LESを用いた燃焼器解析手法の開発」などの助成, 受託を受けて行われた。また, 数値解析の実施に際しては, 東京大学情報基盤センターおよび北海道大学情報基盤センターの支援を受けた。ここに謝意を表す。また, 本論文に挙げた主な成果の共同研究者である弘畑幹鐘氏 (現職・豊田中央研究所), 斉藤圭司郎氏 (三菱重工業), 解析プログラム開発に尽力頂いた張会来氏, 大西慶治氏 (アドバンスソフト), 伊藤裕一氏 (現職・木更津高専), および, 上記研究プロジェクトなどを通して貴重な助力, 助言を頂いた小林敏雄教授, 加藤千幸教授, 大島まり教授を始めとする東京大学, 北海道大学, 三菱重工業, アドバンスソフト(株)の多数の方々に感謝する。

参考文献

- (1) Kobayashi T., Large eddy simulation for engineering problems, Fluid Dynamics Research 38 (2006) 84-107
- (2) 燃焼の数値計算, 日本機械学会 (2001)
- (3) 店橋護, 乱流燃焼研究の現状と展望, 日本機械学会論文集B72-724 (2006) 2838-2844
- (4) Peters N., Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion, Prog. Energy Combust. Sci. 10 (1984) 319-339
- (5) 谷口伸行, 乱流燃焼流れのラージ・エディ・シミュレーション, 日本数値流体力学会WEB会誌 11-4 (2004) 191-197

- (6) Cook A.W. and Riley J.J., Subgrid-scale modeling for turbulent reacting flows, Combustion and Flame 112 (1998) 593-606
- (7) 山下, 遷移域燃料噴流拡散火炎におけるNO_xの生成に関する数値解析, 日本機械学会論文集B65-603 (1999) 783-789
- (8) Menon S., Active combustion control in a ramjet using large eddy simulation, Comb. Sci. and Tech., Vol. 60, (1992) 51-79
- (9) Clavin P., Williams F.A., Theory of premixed-flame propagation in large-scale turbulence, J. Fluid Mech. 90 (1979) 589-604
- (10) Yakhot, V., Propagation velocity of premixed turbulent flames, Comb. Sci. and Tech., Vol. 60 (1988) 191-214
- (11) Im H.G., Lund T.S., Large eddy simulation of turbulent front propagation with dynamic subgrid model, Phys. Fluids 9(12) (1997) 3826-3833
- (12) 朴 南燮, 小林敏雄, 谷口伸行, ダイナミックサブグリッドモデルを用いたG方程式による保炎器廻りの乱流予混合燃焼流れのLES, 日本機械学会論文集B67-659 (2001) 1609-1616
- (13) Müller C.M., Breibach H., Peters N., Partially premixed turbulent flame propagation in jet flames, 25th Int. Symp. of Combustion (1994) 1099-1106
- (14) 稲毛真一, 小林成嘉, 新たな燃焼モデルを用いた保炎器廻りの予混合燃焼の評価, 日本機械学会論文集B63-612 (1997) 2876-2883
- (15) 弘畑幹鐘, 非予混合火炎のLESに関する基礎研究, 東京大学工学系研究科学学位論文 (2001)
- (16) Hirohata M., Kobayashi T., Taniguchi N., Large eddy simulation of lifted non-premixed jet flames using 2-scalar flamelet model, Proc. 3rd Int. Sympo. Turbulence and Shear Flow Phenomena (2003) 989-994
- (17) Pierce C.D., Moin P., Progress variable approach for large eddy simulation of non-premixed turbulent combustion, J. Fluid Mech. 504 (2004) 269-280
- (18) Múñiz L., Mungal M.G., Instantaneous flame stabilization velocities in lifted-jet diffusion flames, Combustion & Flame 111, (1997) 16-31
- (19) 燃焼工学ハンドブック, 機械学会編, 丸善 (1995) 27
- (20) Vanquickenbone L., van Tiggelen A., Stabilization mechanism of lifted diffusion flames, Combustion & Flame 10 (1966) 59
- (21) Gaskell P.H., Lau A.K.C., Int. J. Num. Meth. Fluids 8 (1988) 617
- (22) 富永卓司, Large-Eddy Simulationを用いた予混合乱流燃焼場の実用解析に関する研究, 東京大学工学系研究科学学位論文 (2006)
- (23) Tominaga T., et.al. Numerical prediction of turbulent combustion flows in staged combustor using LES and extended G-equation, 日本ガスタービン学会誌 34-3 (2006) 226-234
- (24) 富永卓司, 大島伸行, 2-scalar flameletアプローチを用いたガスタービン燃焼器内のLES, 第19回数値流体力学シンポジウム (2005) B1-6
- (25) 富永卓司, 大島伸行, 斉藤 圭司郎, 部分予混合ガスタービン燃焼器内乱流燃焼場の数値解析,
- (26) 姜玉雁ほか, 次世代汎用流体解析コードFrontFlowによるマルチフィジックス流体現象の大規模LES解析ガスタービン学会誌, 34-4 (2007) 269-274
- (27) Tominaga T., Oshima N., Large-Eddy Simulation of a gas-turbine combustor using 2-scalar flamelet approach, Proc. 5th ASME/JSME Fluids Eng. Conf. (2007) FEDSM2007-37225 (発表予定)

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

ジェット流への応用

榎本 俊治*¹
ENOMOTO Shunji

キーワード：円形ジェット，亜音速ジェット，超音速ジェット，圧縮性LES，騒音数値予測，流入乱れ

1. はじめに

航空機の分野に於いては、離着陸時の騒音を下げることによる空港騒音規制への対応や、巡航時の機内騒音を下げることによる乗り心地の改善を目的として、騒音低減化のための研究が近年活発になってきている。航空機用ジェットエンジンに於いても、シェブロンノズルのような複雑な形状の低騒音化デバイスが検討されている⁽¹⁾。ジェット騒音に関する研究はこれまで主に実験によって行われてきており、シェブロンノズルの開発においても様々な形状のノズルの試作と実験が繰り返されたようである。しかしながら複雑な形状のノズルを開発する場合に実験に先立って数値解析によって低騒音効果を評価できれば必要となる実験のケース数を減らすことができ、効率的である。数値解析による騒音の予測には、伝統的にはRANS計算の結果から予測する方法が用いられているが、このような手法は主に円形ジェットの騒音データによって検証されているため、複雑形状ノズルによる騒音の予測に対しては有効かどうかは定かではない。一方、LESによるジェット騒音の予測が近年試みられるようになってきており、任意の形状のノズルに対して有効な手段として、その可能性が期待されている。また、そもそもジェット騒音の発生原因が明確ではないため、これがLESの結果を詳細に解析することにより解明されることも期待されている。

本稿の表題は「(LES) ジェット流への応用」であるが、ガスタービンのみに話題を限定するとしても、ジェット流と呼ばれる流れには排気ジェット以外に、燃焼器内の噴流、タービン冷却に関する衝突噴流や膜冷却噴流などを挙げることができる。しかしながら本稿では執筆者の知識の範囲の制限から、ジェットエンジンの排気ジェットのLESに限定して主に騒音解析への応用の観点から概説することとする。

2. ジェット流と騒音

ジェットは、 x をノズル出口からの距離、 D をノズル出口直径として、 x/D が40程度以上になると自己保存領域と呼ばれる速度分布が相似な状態に達する。一方、ジェット騒音の発生源になっていると考えられる領域は、初期領域から遷移領域(図1)であるため、ジェットのLESが対象とするのは $0 \leq x/D \leq 20$ 程度の領域であることが多い。ノズル出口の速度分布や乱れ、特にノズル内境界層の厚さや乱れが初期領域に大きく影響するため、実験結果を評価・理解する上ではノズル出口の流れの詳細な情報が重要であるが、ジェット騒音を計測した実験結果でノズルの流路形状や速度分布、境界層厚さ等が明確に示されている例は少ない。同様に、LESを行う上でも、流入条件の与え方が計算全体に大きな影響を及ぼすので注意が必要である。

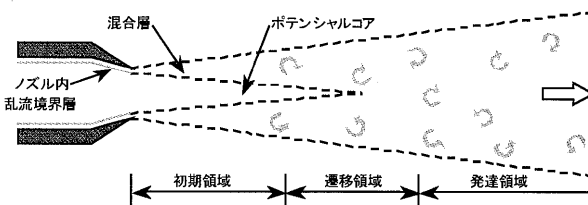


図1 ジェット流れ

ジェット流れを特徴付けるパラメータとしては、ジェットのマッハ数、温度、レイノルズ数などが挙げられる。ジェットのマッハ数 $M_j = U_j/a_j$ (U_j はジェットの流速、 a_j はジェットの音速)の他に、ジェットの流速の周囲の音速 a_0 に対する比である音響マッハ数 $Ma = U_j/a_0$ も用いられる。例えば周囲の気体に比べて温度の高いジェットの場合、ジェット自体は亜音速であっても、ジェットの流速が周囲の気体の音速よりも速く、周囲の気体中に衝撃波を発生させる可能性があることなどから考えて、騒音の観点からは音響マッハ数の方がよりの確な指標と考えられる。一般にマッハ数が高いとジェット騒音は大きい。一方、温度の騒音に対する影響は単純ではなく、 $Ma < 0.7$ では加熱するとジェット騒音は増加するが、 $Ma > 0.7$ では加熱により騒音は減少する。また低レイノ

原稿受付 2007年5月22日

*1 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 航空エンジン
技術開発センター
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

ルズ流れを除けば、レイノルズ数の影響は余り大きくないようである。

ジェット騒音は1970年代頃から様々な実験により詳細に調べられており、Tam^{(2),(3)}、Lilley⁽⁴⁾、Seiner⁽⁵⁾等により、騒音の発生原因についても解説されている。

Tamによると、ジェット騒音は、その発生原因の違いにより、乱流混合騒音 (turbulent mixing noise)、広帯域衝撃波関連騒音 (broadband shock associated noise)、スクリーチトーン (screech tones)、に分類することができる。このうち、乱流混合騒音に関しては、さらに大規模構造・不安定波による低周波騒音と、細かい乱流渦による高周波騒音の二つに分けられる^{(6),(7)}。

超音速ジェットでは、大規模構造・不安定波が外気に対して超音速で移動するときマッハ波が発生し、下流寄り (ジェット軸から30度程度) の方向に指向性を持つ、低周波 ($St \approx 0.3$ 程度) の強い騒音となる ($St = fD/U_j$, f は振動の周波数)。亜音速ジェットの場合、マッハ波は発生しないが、やはり同様な方向に指向性を持つ低周波のノイズが発生し、超音速ジェットに比べて強度は弱いものの、同様に大規模構造・不安定波によって生じるものと考えられている⁽⁶⁾。ジェット内の大規模渦構造に関しては比較的 low レイノルズ数の非圧縮LESによる研究が多く行われており⁽⁸⁾、ジェット全周にわたって発生する軸対称の大規模渦のペアリングが騒音の原因の一つと言われている。しかし、実際のジェットエンジン排気では、レイノルズ数が高く剪断層が始めから乱流であるため、ジェット全周にわたる大規模渦構造が発生しペアリングが起きるとは考えにくく、比較的大きめの渦の合体や相互干渉により低周波騒音が発生しているのではないかと推測されている⁽⁹⁾。

細かい乱流渦による騒音は、流れに対して特に指向性を持たず、比較的高周波の広帯域騒音である。大規模構造・不安定波による強い騒音は横方向には指向性を持たないため、横方向では細かい乱流渦による騒音の方が支配的になる。

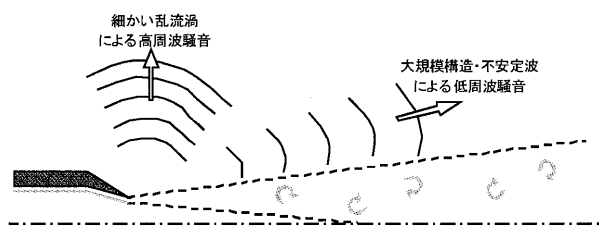


図2 二種類の乱流混合騒音

広帯域衝撃波関連騒音は超音速ジェットが過膨張・不足膨張状態でジェット内に斜め衝撃波が存在する場合に発生し、剪断層内の渦と斜め衝撃波が干渉することにより発生する高周波騒音である。横方向からやや上流方向に向けて指向性がある。また、スクリーチトーンは超音速ジェットで発生する単一周波数の音であり、発生すると非常に大きな騒音源となるが、ジェットエンジンの排気に於いてはス

クリーチトーンが問題になることは余り無いようである。

3. ジェット流のLES

LESによるジェット騒音の解析は2000年前後から行われるようになってきている。多くの計算例は、ジェットの圧力と外気の圧力が等しい適正膨張条件で行われており、乱流混合騒音を対象としている。

円筒座標系を用い、高精度なスキームを用いて精度の良い結果を得ている例としては、Bodony, Leleら⁽¹⁰⁾が、1999年頃より亜音速から超音速の円形ジェットに対してDSM (ダイナミックスマゴリンスキーモデル) を用いたLESを行っている。マッハ数は $Ma=0.5 \sim 1.5$ 、レイノルズ数は $Re_D=10^5 \sim 10^6$ 程度である。計算手法は、半径方向と軸方向は6次精度のコンパクトスキームで、周方向はスペクトル法である。BogeyとBailly^{(11),(12)}は、2000年頃より亜音速 ($Ma=0.9$) のジェットのLESを行っている。レイノルズ数は $Re_D=5 \times 10^5$ 程度で、高次精度の差分法を用いている。SGS (サブグリッドスケール) モデルは使用せず、フィルターにより高周波をカットしている。また、流入条件、流入擾乱を与える方法について詳細に調べている。

一般曲線格子を用いたLESの例としては、Uzun, Lyrantzisら⁽¹³⁾が、亜音速ジェット ($Ma=0.9$, $Re_D=1 \times 10^5$) のLESを、DSM, 6次精度コンパクトスキームで計算しており良い精度を得ている。但し、彼らは比較的直交性の良い計算格子を用いており、ノズル形状にフィットさせてはいないようである。また、Shurら⁽¹⁴⁾は、5次精度風上差分によるSGSモデルを使わないLESを行っている。一般曲線格子、マルチブロックによる計算コードを用いて小規模のPCクラスターで計算しており、円形ジェットだけでなく、シェブロンノズルや斜めノズル等の実用的な形状のノズルの計算を少ない計算量で行っている。また、VuilleminとLoheac⁽¹⁵⁾は、3次精度風上差分を用いた一般曲線格子用のコードで実用的ジェットエンジン排気を模擬した同軸二重ジェットのLESを行っている。

これらの結果を見ると、質の良い計算格子に高精度計算法を用いたLESでは精度良くノイズが数値予測されているのに対し、一般曲線格子を用いたLESコードでは、流れ場に関しては比較的良好な結果が得られているものの、ジェットノイズの予測精度に関しては必ずしも十分とは言えないように思われる。今後、ジェット流のLESを実用問題で用いるためには、一般曲線格子でノイズの予測精度の良い計算コードが開発される必要があると考えられる。

4. ジェット流のLESの手法

4.1 圧縮性LESについて

ジェットエンジン排気のジェット流は遷音速から超音速であるため圧縮性LES解析が行われている。圧縮性のLESは非圧縮に比べて歴史が浅く、NS方程式を空間平均して得られる圧縮性LESの基礎方程式にもいくつかの

方法が存在するが^{16), 17)}, ジェット騒音のLESに於いては基礎式の違いが結果に影響するという報告は今のところ見られない。

圧縮性LESでは非定常の渦が計算されると共に、流れ場から発生した圧力変動も計算上現れる。圧縮性LESによるジェット騒音予測では、計算上現れた圧力変動が遠方まで伝播したものが騒音であると仮定している。騒音の発生原因がLESで捉えることのできるグリッドスケールの渦の相互干渉や合体であるなら、この方法でジェット騒音が予測できるはずである。一方、SGSモデルによってモデル化されたサブグリッドスケールの渦により発生する騒音も存在するはずであり、その寄与分を考慮するための研究¹⁸⁾も行われているが、通常はその寄与分は無視されている。逆に言えば、その寄与分を無視できる程度まで十分に細くした格子が用いられている、と考えることもできる。

4.3 SGSモデル及びレイノルズ数

SGSモデルがジェット騒音の結果に与える影響にはコンセンサスが無く、モデルや定数を変えると騒音予測結果は変わるようであるが、その原因や傾向は明らかにはなっていない。またレイノルズ数も、ほとんど計算結果に影響しないと言われている。これは後述する流入条件など、他の要因が計算結果に大きく影響し、SGSモデルやレイノルズ数の与える影響は2次的なものに過ぎないためと考えられている¹⁹⁾。もっとも、現在のジェット流の計算がノズル内の乱流境界層や初期の混合層などの粘性が強く影響する部分を省略して行われているため、SGSモデルやレイノルズ数の違いが計算上現れないだけであり、将来細かい現象が解像できるような計算格子が用られるようになった場合は、これらの影響を適切に評価できるようになると考えられる。

4.2 流入条件

ジェットのLESにおいては流入条件は極めて重要である。対象とするノズル出口での流れにマッハ数、温度、圧力を合わせることはもちろんであるが、流入する乱れ、特にノズル内の境界層の厚さと乱れが、その後のジェットの発達、ひいては発生する騒音に大きく影響するため、それらを適切に設定する必要がある。これは実験データを解釈する場合にも当てはまる。ジェットエンジン排気ではレイノルズ数が高く境界層は乱流境界層であるが、実験室で行われるジェットの場合、レイノルズ数は低めで境界層が層流であることもあり、その違いを無視して単純にジェットのマッハ数や温度だけで比較すると混乱を招く可能性がある。Zaman²⁰⁾は、ノズル内の境界層の状態が層流か乱流かによってジェット騒音の大きさが変わることを示し、小さい装置で乱流状態のジェット騒音の実験を行う場合にはトリッピングによる境界層の乱流化が必要であるとしている。Birch²¹⁾によると、流入境界層に

影響されず普遍的なジェット流れを得るためには、流入境界層に主流の10%程度の乱れが有ってスペクトルがブロードバンドで有る必要がある。また流入境界層の厚さは混合層の発達に影響を与える。例えば、ジェットの実験結果でレイノルズ数の影響とされているものは、むしろ境界層厚さの変化のジェットへの影響と考えるべきである。

これらの実験上の注意点はLESを行う場合にも当てはまり、ジェットのLESを行う場合には流入境界層を乱流にし、その厚さを適切に与えることが重要であると考えられる。しかしこれは実際には計算負荷の制限から容易なことではない。ジェットの剪断層の速度勾配は境界層のように急では無いので、特に細かい計算格子を集中させる必要は無い。また、ジェット騒音は低周波成分が支配的であるためシミュレーションを行う時間長さを長く取る必要があり、最小計算格子幅を余り小さくしない方が時間刻みを大きくできて都合が良い。このためジェットのLESに於いてはノズル内の乱流境界層を解像するのに十分な計算格子を用いることは現状では稀である。Uzun²²⁾はノズル内の乱流境界層の計算を含めたジェットのLESを行い騒音の高周波成分の数値予測を試みるため5千万点もの計算格子を用いているが、それでも十分に発達した乱流境界層に比べるとやや層流に近い境界層となり、計算結果にも流入境界層が層流の場合に特有の振動が現れた。

そこでジェットのLESでは、ノズル内で精度の良い乱流境界層の計算を行う代わりに、計算量を必要としない擬似乱流境界層の計算で代用する方法が考えられる。Barre²³⁾は、ノズル出口の上流に6 D程度の助走区間を設け、流入条件に速度分布を与え、さらに小さな速度乱れを与えると、助走区間を流れる間に大きな乱れに発達するという方法を用いて、ジェットの流入境界層に乱れを与える方法を提案した。一般に数値的に乱れを与えると圧力波が発生するため、騒音の数値予測を目的とする場合は都合が悪い。しかしこの方法では与える乱れは小さいので大きな圧力波は発生しないが、ジェットに流入する乱れは10%程度にすることができる。精度の良い乱流境界層のLESでは無いが、ジェットの流入条件として用いるには十分である。

ジェットのノズル内境界層の厚さは、実験の場合、0.001D程度で有ることが多いのに対し、計算では、Uzun²²⁾のような例を除けば、通常は格子幅が0.01Dのオーダーであり、実験の境界層厚さを計算で模擬することは全く不可能である。一方、安定して計算を進めるためにも、また前述したBarreの方法²³⁾を用いるためにも、境界層の厚さは数格子点以上の幅にする必要があり、LESでは実験と比較して数倍以上の厚い境界層を与えざるを得なくなる。一方で、流入する境界層が厚いと振動のピークが低周波寄りになり、薄いと高周波寄りになる、という傾向があるので、流入する境界層の厚さが違う点を考慮しつつ結果を解釈する必要がある。

また、一般にジェットノズルでは、ノズル出口で一様

な主流+境界層という仮定が成り立たず、主流部分にも速度分布が有るため、ノズル内部流路形状を含めた計算を行う必要性も考えられる。例えばDeBonis²³⁾はノズル形状も含めたLES解析を行っている。しかしながら、その効果は現状では明らかではない。

5. ジェット流LESの例

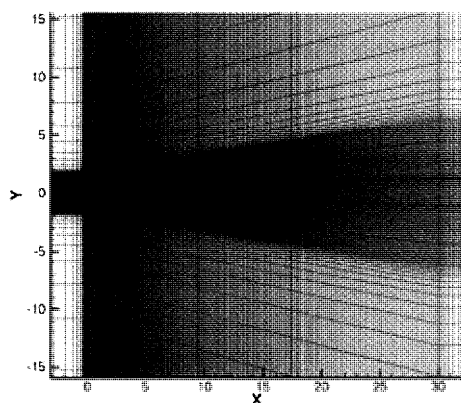
次に、筆者らによる円形ジェットのLES²⁴⁾を例として紹介する。用いた計算コードは、宇宙航空研究開発機構で開発されている構造格子マルチブロック用の圧縮性CFDコードUPACSをLES用に改造したUPACS-LESである。空間の離散化には6次精度のコンパクトスキームを用い、振動除去のために最大14次精度のフィルターを用いている。超音速流で衝撃波が存在する場合はコンパクトスキームでは数値振動が発生するため、衝撃波の周辺のみ3次精度のRoeスキームに切り替えている。時間積分は3次精度のRunge-Kuttaである。SGSモデルは標準のSmagorinskyモデルで $C_s=0.1$ としている。

音響マッハ数 $Ma=0.9$ と 1.5 の2ケースを、計算格子に600万点と1500万点の二種類を用いて計算した。計算時間は、40CPUの並列計算で前者は60時間程度、後者は240時間程度である。用いた計算格子の幅と時間刻みを表1に示した。ここで計算格子の幅はノズル出口直後の断面層での値である。

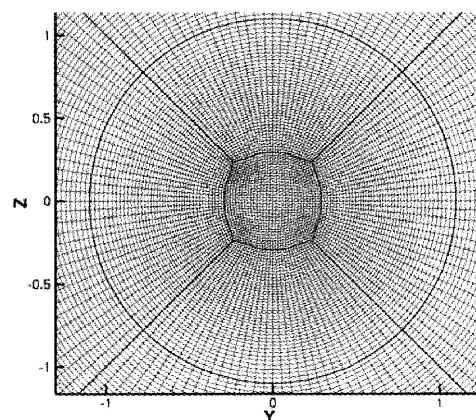
図3に計算格子(600万点)を示している。ノズル出口から30Dの範囲までを計算領域とし、ジェット流の存在する範囲の格子を細かくしている。その周囲に圧力変動や渦をダンプするための格子の粗い領域を100D程度の範囲まで設けている。(b)はジェットに垂直な断面の格子である。円筒座標状の格子では中心軸に特異点が発生して計算上の不都合が生じるため、中心軸付近に直交な格子を埋め込んでいる。

表1 格子幅と時間刻み

格子点数	Δx	Δr	$\Delta \theta$	Δt
600 万点	0.04D	0.016D	0.025D	0.004D/a
1500 万点	0.025D	0.0125D	0.02D	0.004D/a



(a) ジェットに平行な断面



(b) ジェットに垂直な断面

図3 計算格子

流入条件には、乱れを与えるためにBarreらの方法²⁵⁾を用いている。ジェットノズル出口と同じ径の直管状の格子を上流に延ばし、流入部で0.06D程度の厚さの境界層分布を与え、さらに $0.001U_j$ 程度の強さのランダムな速度乱れをノズル出口よりも4D上流の境界層中に与えている。この乱れが下流に行くに従って成長し、ノズル出口では10%程度の速度乱れとなっている(図4)。

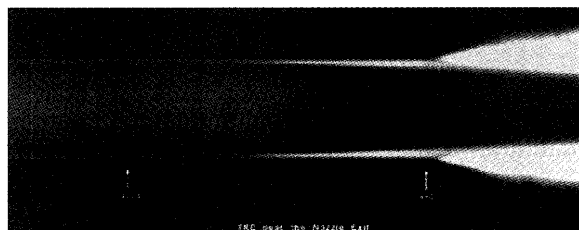


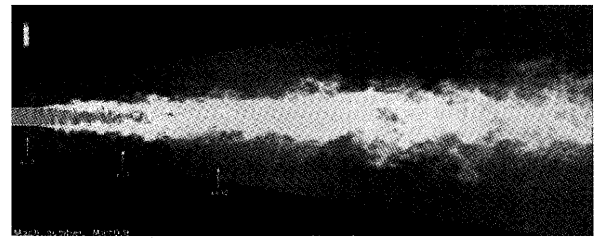
図4 流入乱れを与える方法

図5(a)は、ジェットの中心線上の速度分布を、薄い流入境界層(乱れ無し)、厚い流入境界層(乱れ無し)、厚い流入境界層(乱れ有り)で比べた図である。また(b)は、流れ方向の速度乱れ成分である。併せてLau²⁶⁾, Bridgesら²⁶⁾, Arakeriら²⁷⁾の実験結果を示している。この結果は600万点の格子の計算結果であるが、1500万点の場合もほとんど差が無い。まず、流入境界層が薄く、乱れていない場合、中心線上の速度の減衰が遅れている一方、中心線上の速度乱れはノズル出口直後から大きくなっている。ここはポテンシャルコアの中であるため、この速度乱れはジェット全体が振動していることを示していると思われる。次に流入境界層を厚くしたものの速度乱れを与えなかった場合は、速度の減衰が始まる位置、及び速度乱れが大きくなる位置が早まっている。速度乱れを与えなかった場合、混合層中に大きな渦が発生するため速度変動が大きくなり、速度の減衰が中心線まで到達するのが早くなったものと考えられる。最後に、流入境界層を厚くし速度乱れを与えた場合は、中心線上の速度の減衰の様子も、速度乱れの分布も、ほぼ妥当な値が得られてい

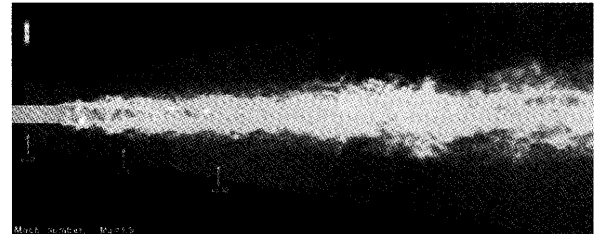
る。これらの結果より、ジェットのLESにおいて流入境界層に乱れを与えることが、流れ場の精度を上げるために有効かつ必須であることがわかった。

図6, 7は亜音速および超音速ジェットのLESのある瞬間のマッハ数と圧力分布である。マッハ数の分布はそれぞれ最大速度でスケールしているため、超音速ジェットの場合はポテンシャルコア部分に弱い斜め衝撃波が存在していることを除けば、亜音速と超音速とではほとんど同じように見える。図7の圧力分布の図は、ジェットから外に広がる音波が図に表れるように圧力のスケールを拡大している。亜音速ジェットの場合はノズル出口付近に同心円状の音波が見られる。超音速ジェットの場合は、マッハ波による強い音波が斜め下流方向に発生している様子が見られる。

これらの計算結果を基に、Kirchhoff法を用いてノズル出口から100D離れた場所の騒音予測を行い、オーバーオール騒音レベルの指向性分布を示したのが図8である。比較している実験結果はTanna²⁸⁾とViswanathan²⁹⁾である。騒音を評価した場合は600万点の計算と1500万点の計算では結果がかなり異なったため、ここには実験データとの一致の良かった1500万点の結果のみを示している。横軸のinlet angleは、ジェット入口が0度、下流方向を180度である。計算結果はマッハ数によるノイズレベルの違いや指向性を比較的精度良く予測しており、一般曲線格子を用いた実用的なコードによるLESで、ジェッ

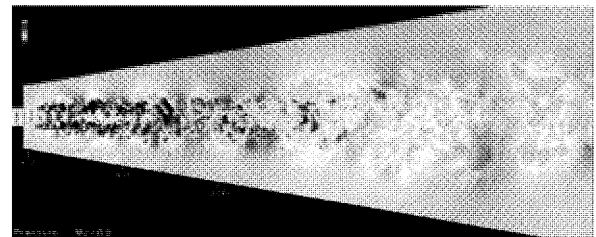


(a) 亜音速ジェット (Ma=0.9)

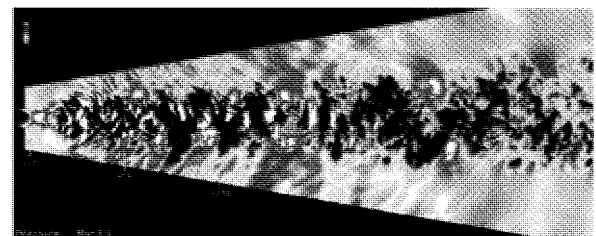


(b) 超音速ジェット (Ma=1.5)

図6 マッハ数分布

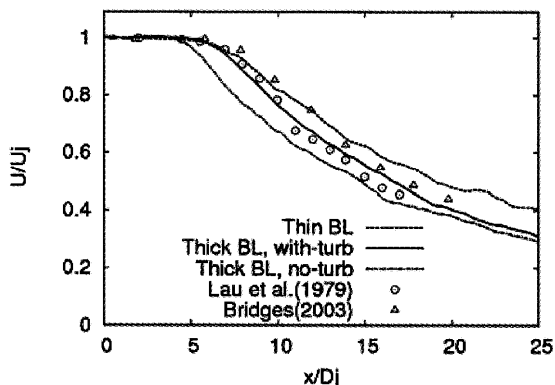


(a) 亜音速ジェット (Ma=0.9)

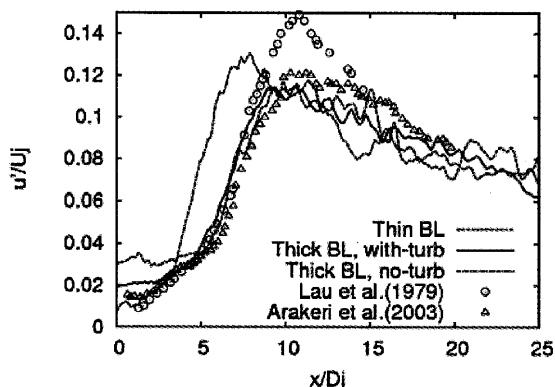


(b) 超音速ジェット (Ma=1.5)

図7 圧力分布



(a) 中心線上の速度分布



(b) 中心線上の速度乱れ

図5 流入境界の影響

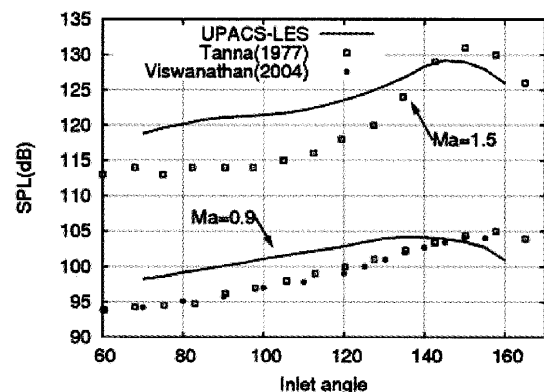


図8 ジェット騒音の指向性分布

トノイズを5 dB程度の精度で予測できる可能性が示されている。

6. むすび

ジェット流は、LESの中では比較的軽い計算負荷で精度の良い結果を出しやすい対象と考えられる。以上のような円形ジェットのような基本的流れ場だけでなく、ローブミキサーノズル⁽⁸⁾や、シェブロンノズル^{(14),(15)}などでもLES解析が行われるようになってきており、今後は実用的に用いられるようになることが期待できる分野である。

参考文献

- (1) 大石, “航空機騒音の低減化技術の現状と今後”, 日本ガスタービン学会誌, 2005/11, Vol.44, No.6,
- (2) Tam, “Jet Noise Generated by Large-Scale Coherent Motion”, Aeronautics of flight vehicles:theory and practice, Acoustical Society of America, 1995
- (3) Tam, “Supersonic Jet Noise”, Annu. Rev. Fluid Mech. 1995, 27:17-43
- (4) Lilley, “Jet Noise Classical Theory and Experiments”, Aeroacoustics of Flight Vehicles, Chapter 4, 1995
- (5) Seiner, “Fluid Dynamics and Noise Emission associated with Supersonic Jets”, Studies in turbulence, Springer 1992
- (6) Tam, “Jet Noise Since 1952”, Theoretical and Computational Fluid Dynamics, (1998), 10:393-405
- (7) Tam, Viswanathan, Ahuja, and Panda, “The Sources of Jet Noise:Experimental Evidence”, AIAA 2007-3641
- (8) Lesieur, Metais and Comte, “Large-Eddy Simulations of Turbulence”, pp.107-116, Cambridge University Press, 2005
- (9) Bogey, Bailly and Juve, “Noise Investigation of a High Subsonic, Moderate Reynolds Number Jet Using a Compressible Large Eddy simulation”, Theoretical computational Fluid dynamics, (2003) 16:273-297
- (10) Bodony and Lele, “On using large-eddy simulation for the prediction of noise from cold and heated turbulent jets”, Physics of Fluids, (2005) 17, 085103,
- (11) Bogey and Bailly, “Effects of Inflow Conditions and Forcing on Subsonic Jet Flows and Noise”, AIAA Journal, (2005), Vol.43, No.5,
- (12) Barre, Bogey and Bailly, “Computation of the noise radiated by jets with laminar/turbulent nozzle-exit conditions”, AIAA 2006-2443
- (13) Uzun, Blaisdell, Lyrintzis, “3-D Large Eddy Simulation for Jet Aeroacoustics”, AIAA 2003-3322
- (14) Shur, Spalart, Strelets and Garbaruk, “Futher Steps in LES-Based Noise Prediction for Compres Jets”, AIAA 2006-485
- (15) Vuillemin and Loheac, “Aeroacoustic Numerical Method Assessment for a Double Stream Nozzle”, AIAA 2005-3043
- (16) Hussaini, “On Large-Eddy Simulation of Compressible Flows”, AIAA paper 98-2802
- (17) Piomelli, “Large-eddy simulation:Present state and future perspectives”, AIAA paper 98-0534
- (18) Bodony, Lele, “Spatial Scale Decomposition of Shear Layer Turbulence and the Sound Sources Associated with the Missing Scales in a Large-Eddy Simulation”, AIAA 2002-2454
- (19) Bodony and Lele, “Review of the current status of jet noise predictions using large-eddy simulation (invited)”, AIAA 2006-486
- (20) Zaman, “Effect of Initial Condition on Subsonic Jet Noise”, AIAA Journal (1985), Vol.23, No.9
- (21) Birch, “A Review of Axisymmetric Jet Flow Data for Noise Applications”, AIAA 2006-2602
- (22) Uzun and Hussaini, “High Frequency Noise Generation in the Near-Nozzle Region of a Jet”, AIAA 2006-2499
- (23) DeBonis, “A Large-Eddy Simulation of a High Reynoldls Number Mach 0.9 Jet”, AIAA 2004-3025
- (24) 榎本他, “LESによる円形ジェットの乱流混合騒音の数値予測”, 第20回数値流体力学シンポジウム, 2006
- (25) Lau, “Effects of exit Mach number and temperature on mean-flow and turbulence characteristics in roud jets”, J. Fluid Mech. (1981) Vol.105, pp.163-218,
- (26) Bridges and Wernet, “Measurements of the Aeroacoustic Sound Source in Hot Jets”, AIAA 2003-3130
- (27) Arakeri et al., “On the use of microjets to suppress turbulence in a Mach 0.9 axisymmetric jet”, J. of Fluid Mech. (2003), Vol.490, pp.75-98
- (28) Tanna, “An Experimental Study of Jet Noise PART I:Turbulent Mixing Noise”, Journal of Sound and Vibration, (1977), 50(3), 405-428,
- (29) Viswanathan, “Aeroacoustics of hot jets”, J. Fluid Mech. (2004), Vol.516, pp.39-82,
- (30) Ooba et al., “Computational Analysis of Flows of a Lobed Mixer Nozzle using LES”, Asian Joint Coference of Propulsion and Power, (2004)
- (31) Uzun and Hussaini, “Noise Generatin in the Near-Nozzle Region of a Chevron Nozzle Jet flow”, AIAA 2007-3596

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

衝撃波と境界層の干渉への応用

寺本 進^{*1}

TERAMOTO Susumu

1 始めに

ガスタービンの圧縮機・タービンでは、段負荷を上げるために周速を高くする傾向にあり、ファンや圧縮機前段の翼列は設計回転数において遷音速になっていることが多い。このような遷音速翼列に生じる衝撃波の位置やパターンは翼列自身の損失やフラッタ限界に大きく影響する他、遷音速動翼に生じる衝撃波が上流静翼の性能に影響を与える事も指摘されている。内部流れでは境界層排除厚が実質的な流路形状を決定するので、衝撃波-境界層干渉 (Shock Wave/Boundary Layer Interaction, SWBLI) は翼列性能を議論する上で重要な要素となっている。

衝撃波-境界層干渉は翼列以外にも様々な流体機械で見られる現象であり、1940年頃から盛んに研究されている。しかし衝撃波の低周波振動や、衝撃波と干渉する層流境界層の遷移など、依然として未解明の現象も残されている⁽¹⁾。これまでRANS (Raynolds Averaged Navier-Stokes) による数値解析は数多く行われ、典型的な衝撃波-境界層干渉問題についてワークショップでCFDの結果同士を比較することも行われている。その結果、一般的な乱流モデルをそのまま適用しただけではモデルによる解のバラツキが大きく、衝撃波上流の剥離距離などが実験と合わない事、またRANSでは衝撃波の振動などの非定常現象は捉えられないなどの課題が指摘されている⁽²⁾。

一方、計算機および計算手法の発展に伴い、超音速流れのDirect Numerical Simulation (DNS) やLarge-Eddy Simulation (LES) が出来るようになってつつあり、さまざまな計算例が報告されるようになってきている。⁽³⁾⁽⁴⁾ DNS/LESの可能性が示されるようになったのは1990年代後半から2000年代前半にかけてであり、Rizzetta&Visbal,⁽³⁾ Garnier&Sagaut,⁽⁴⁾ Sandham⁽⁵⁾らが実験とDNS/LESと比較を行っている。この時期の計算結果はKnightら⁽²⁾によって詳しくまとめられている。また、ここ数年はMartin,⁽⁴⁾ Adams,⁽⁷⁾ Wollbladら⁽⁸⁾がRANSでは扱えないとされている衝撃波の低周波振動の解析を試みるなど、流れ場の理解を目的としたDNS/LESも行われるようになってきている。

本稿では衝撃波-境界層干渉のLESに関する数値計算手法および計算例について紹介する。

2 数値計算手法

2.1 基礎方程式

衝撃波-境界層干渉のLESでは、必然的に圧縮性Navier-Stokes方程式が基礎式となる。適当なフィルタ関数 G を用いて空間平均 $\bar{f} = \int G(\xi - x) f(\xi) d\xi$ と定義し、さらにFavre平均 $\tilde{f} = \frac{\bar{\rho} \bar{f}}{\bar{\rho}}$ を用いてNavier-Stokes方程式を粗視化する。このとき、平均する物理量の選択として $(\bar{\rho}, \tilde{u}, \bar{e})$ と $(\bar{\rho}, \tilde{u}, \bar{p})$ の二通りが考えられるが、後者を採用するとフィルタ後の基礎方程式は以下ようになる⁽⁹⁾

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} &= 0 \\ \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \check{\sigma}_{ij}}{\partial x_j} &= -A_{1i} + A_{2i} \\ \frac{\partial \bar{E}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\bar{E} + \bar{p}) \tilde{u}_j \right] - \frac{\partial}{\partial x_j} (\check{\sigma}_{ij} \tilde{u}_i) + \frac{\partial \check{q}_j}{\partial x_j} &= \\ &= -B_1 - B_2 - B_3 + B_4 + B_5 + B_6 - B_7 \end{aligned}$$

ここで、 $(\check{\cdot})$ は、平均化された物理量より間接的に評価された値を示す。

$$\begin{aligned} \bar{E} &= \frac{1}{\gamma - 1} \bar{p} + \frac{1}{2} \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_i \\ \check{\sigma}_{ij} &= \mu(\tilde{T}) \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right) \\ \check{q}_j &= -\frac{\gamma R}{(\gamma - 1) Pr} \mu(\tilde{T}) \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} \end{aligned}$$

非圧縮LESではモデル化すべきSGS項は運動量式のSGS応力だけだが、圧縮性LESの場合にはエネルギー式にも以下のように多数のSGS項が現れる。

$$\begin{aligned} A_{1i} &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij}) & A_{2i} &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\sigma}_{ij} - \check{\sigma}_{ij}) \\ B_1 &= \frac{1}{\gamma - 1} \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{p} \tilde{u}_j - \bar{p} \tilde{u}_j) & B_2 &= p \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} - \bar{p} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \\ B_3 &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{kj} \tilde{u}_k) & B_4 &= \tau_{kj} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_j} \\ B_5 &= \sigma_{kj} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_j} - \bar{\sigma}_{kj} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_j} & B_6 &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\sigma}_{ij} \tilde{u}_i - \check{\sigma}_{ij} \tilde{u}_i) \\ B_7 &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{q}_j - \check{q}_j) \end{aligned}$$

τ_{ij} はSGS応力項で

$$\tau_{ij} = \bar{\rho} (\tilde{u}_i \tilde{u}_j - \tilde{u}_i \tilde{u}_j)$$

と定義される。

Vreman⁽¹⁰⁾らは圧縮性混合層のDNSの結果とそれをフィルタリングした結果を比較して各SGS項の大きさを評価

原稿受付 2007年5月24日

*1 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学科
〒113-8656 文京区本郷7-3-1

し、 A_2 , $B_4 \sim B_7$ は無視しても影響は小さいとしている。 B_2 項については議論のあるところだが、影響は大きくないという報告^{[3], [2]}を根拠に無視することが多い。

τ_{ij} がモデル化されれば B_3 項は直接評価できるので、残った τ_{ij} と B_1 項を渦粘性モデルで近似することで、最終的にRANSに良く似た基礎方程式が得られる。

$$\tau_{ij} - \delta_{ij} \frac{1}{3} \tau_{kk} = -\tilde{\rho} \nu_{SGS} \tilde{S}_{ij}$$

$$B_1 = -\frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i} \frac{\gamma R}{(\gamma - 1) Pr_{SGS}} \tilde{\rho} \nu_{SGS} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i}$$

2.2 差分スキームの選択

差分スキームには乱流構造を捉えるための高い空間解像度と同時に、衝撃波を安定に捉える衝撃波捕獲性が求められる。低マッハ数の超音速流れであれば衝撃波が支配的な領域と乱流渦が支配的な領域をある程度区別できるので、適当なshock sensor関数を用いて二つの領域で差分スキームを切替えるハイブリッドスキームが使われる。乱流境界層内でコンパクト差分や高次中心差分、衝撃波近傍でRoeスキームやWENO^[4]を用いる手法^{[3], [5]}や、衝撃波捕獲スキームと高次中心差分の差をdissipative operatorとして衝撃波近傍にのみ付加する手法^[6]、また高次中心差分にJamesonタイプの人工粘性^[3]を付加することもある。

これらの手法では衝撃波を検知するshock sensorが重要になってくる。良く使われる圧力の2階微分に基づくshock sensorでは、乱流渦にともなう圧力変動まで衝撃波とみなしてしまうことがあるため、例えば速度発散と渦度を用いて補正した以下の関数^[3]が使われる。

$$\left| \frac{\bar{p}_{j+1} - 2\bar{p}_j + \bar{p}_{j-1}}{\bar{p}_{j+1} + 2\bar{p}_j + \bar{p}_{j-1}} \right| \frac{(\text{div } \tilde{u})^2}{(\text{div } \tilde{u})^2 + (\text{rot } \tilde{u})^2 + \varepsilon}$$

一方、高マッハ数流れの場合は境界層外縁で乱流渦と超音速主流との干渉によって細かい衝撃波が発生するため、衝撃波領域と乱流渦領域を明確に分離することが難しくなる。このため、高解像度衝撃波捕獲スキームであるWENO^[4]やWCNS^[5]を用いて衝撃波と境界層を単一のスキームで解像しようとする試みも行われている。

オリジナルのWENO, WCNSは高次精度化しても散逸が強く数値粘性がSGS粘性を上回る^{[6], [7]}ため、そのままでは境界層のLES/DNSには適さない。そこで、重み係数が最適重みに近くなるよう再マッピング^[8]したり制限関数^[9]をかける、あるいは重み係数の最適化によって高波数域での解像度を向上させる^[9]などWENO, WCNSを改良する手法が提案されている。改良されたWENOスキームは2次元圧縮コーナー流れのDNSに適用され、十分な解像度を持つ事が示されている^[4]。

計算コストについて考えると、コンパクト差分の演算コストは使用する計算機にもよるがWENO/WCNSの差分の一程度であり、また6次精度コンパクトスキームは

最適化された7次精度WENO/WCNSよりも解像度が高いため、格子点数の面でもコンパクト差分の方が有利になる。したがって、衝撃波が弱い場合や乱流渦の解像が必要な領域と衝撃波を明確に区別できるような場合では、コンパクト差分あるいはコンパクト差分とRoe, AUSMスキームのハイブリッドを用いる方が良いと考えられる。この場合、衝撃波近傍での解像度に注意が必要になる。逆に全域でWENO/WCNSを用いる場合には境界層内での乱流渦が解像出来ているかどうかには注意を払う必要がある。

2.3 格子解像度

乱流境界層で狭義の(well-resolved) LESを行う場合は境界層内の組織的な構造を解像する必要があるが、境界層内のストリークが壁座標で流れ方向に1000、スパン方向に100程度のスケールを持つので、well-resolved LESでは $\Delta x^+ \sim 50$, $\Delta z^+ \sim 20$ 程度の格子解像度が要求される。Chapman^[20]は乱流境界層のwell-resolved LESに必要な格子数を、計算領域を $L_x \times L_z$ 、壁面に垂直な方向の格子数を n_y として

$$N \simeq 0.05 \frac{n_y \frac{L_x}{L} \frac{L_z}{L} Re_L^{1.8}}{\Delta x^+ \Delta z^+}$$

と見積もっている。 $Re_\delta \simeq 0.382 Re_L^{0.8}$ を用いると、

$$N \simeq 0.166 \frac{n_y \frac{L_x}{\delta} \frac{L_z}{\delta} Re_\delta^{2.25}}{\Delta x^+ \Delta z^+}$$

であり、例えば $Re_\delta = 40,000$ の乱流境界層について $L_x \times L_z = 10\delta \times 2\delta$ の領域をLESで扱うためには $n_y = 128$ としても1千万近い格子点数が必要になる。前縁から全てを解析領域に含めるのであれば $Re_L = 4 \times 10^5$, $L_x/L = 1$, $L_z/L = 0.1$ で格子点数800万となる。従ってwell-resolved LESを行う限り、細長い計算領域でのレイノルズ数の比較的低い流れが、計算コストの面からのLES適用限界になる。このため衝撃波-境界層干渉問題へのLES適用例は平板境界層と平面衝撃波の干渉や2次元圧縮コーナー、2次元翼上に発生する衝撃波など、平均的に2次元流れになる流れ場に限定されており、3次元問題へLESを適用した例はまだ見られない。

格子密度の制限を緩めるために、壁近傍でRANS, それ以外でLESを用いるDetached-Eddy Simulation (DES)^[22]を始めとするRANS/LES Hybrid手法^[23]を適用した例もあるが、RANS/LES Hybrid手法の導入が衝撃波-境界層干渉の流れ場にどのような影響を与えるかは殆ど議論されていない。また、RANS/LES Hybrid手法は境界層内のレイノルズ応力に大きな誤差を生じる場合もあり、Hybrid手法の導入により高Re衝撃波-境界層干渉流れの解析精度が向上するかは必ずしも明らかでない。

近年衝撃波-境界層干渉のDNS/LESの検証を目的とした実験データ^[24]も報告されるようになっており、これに合わせてDNS/LESの高レイノルズ数側の適用限界を広

げ、DNS/LESをより実用的な衝撃波-境界層干渉流れへ応用しようとする努力が行われているところである。

3 数値計算例

もっとも単純な衝撃波-境界層干渉である平板上に発達する境界層と平面斜め衝撃波の干渉（図1）のLESの結果を例としてとりあげる。差分スキームは6次精度コンパクト差分で、衝撃波近傍のみMUSCL 3次精度のRoeスキームを用いている。総格子点数は数百万点、計算時間は東京大学情報基盤センターのSR11000を用いて数十時間程度であり、研究目的であれば一応許容できる計算コストの範囲に入っている。

まず、発達した乱流境界層と斜め衝撃波が干渉する流れのLES結果を示す。一様流マッハ数2.3，流入境界層排除圧に基づくレイノルズ数19,132で，半頂角 8° のクサビから生じる斜め衝撃波を入射させている。格子点数は $255 \times 151 \times 55$ の約210万点で，ほぼ $\Delta x^+ \sim 50$ ， $\Delta z^+ \sim 20$ の格子間隔になっている。流れ条件，格子ともにGarnier⁽⁶⁾らの計算と同一である。

図2から，衝撃波入射位置（ $x=336\text{mm}$ ）より上流で境界層が剥離し，そこから生じた圧縮波が下流で反射衝撃波を形成している様子がわかる。剥離の広がりには $303\text{mm} < x < 332\text{mm}$ （図3）であり，この値は実験で観察された剥離領域（ $300\text{mm} < x < 332\text{mm}$ ）⁽⁶⁾と非常に近い。境界層の速度分布（図4）を見ると，剥離域（ $x=320\text{mm}$ ），再付着直後（ $x=345\text{mm}$ ）のどちらでも境界層厚さで無次元化した分布は実験値と良く一致している。速度変動分布も同様に良い一致を見せているが，再付着直後の境界層外縁のみ速度変動が小さく評価されている。衝撃波-境界層干渉では，乱流渦と衝撃波の干渉によって境

界層外縁での乱れが増大する事が知られているが，今回は衝撃波捕獲スキームとして衝撃波近傍で空間1次精度に落ちてしまうMUSCLのRoeスキームを用いたため，衝撃波と乱流渦の干渉を解像できなかった事が原因の一つではないかと考えている。

次に，層流平板境界層と斜め衝撃波の干渉の例を示す。平板前縁から衝撃波入射位置までの距離に基づくレイノルズ数は 3.29×10^5 であり，境界層は層流を保ったまま衝

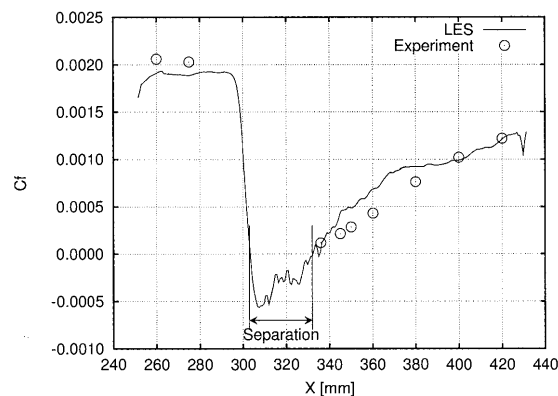
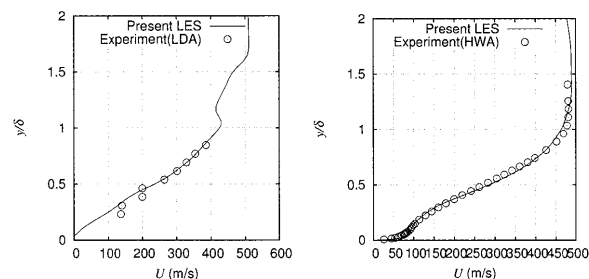
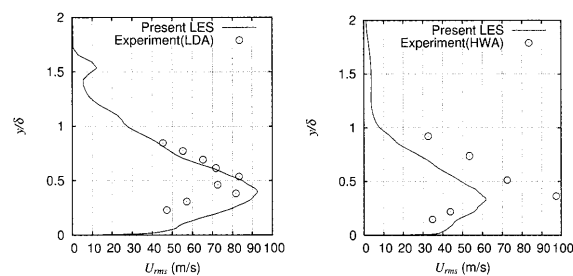


図3 壁面摩擦係数分布（衝撃波-乱流境界層干渉）



(a) 剥離域（ $x=320\text{mm}$ ） (b) 再付着後（ $x=345\text{mm}$ ）

図4 u 分布（衝撃波-乱流境界層干渉）



(a) 剥離域（ $x=320\text{mm}$ ） (b) 再付着後（ $x=345\text{mm}$ ）

図5 U_{rms} 分布（衝撃波-乱流境界層干渉）

表1 計算格子（衝撃波-遷移境界層干渉）

	格子点数			$x = 75\text{mm}$ での格子解像度		
	N_x	N_y	N_z	Δx^+	Δy^+	Δz^+
Grid A	601	121	99	16.6	0.86	11.4
Grid B	401	121	65	41.8	0.84	16.7
Grid C	301	121	44	60.2	0.80	24.3

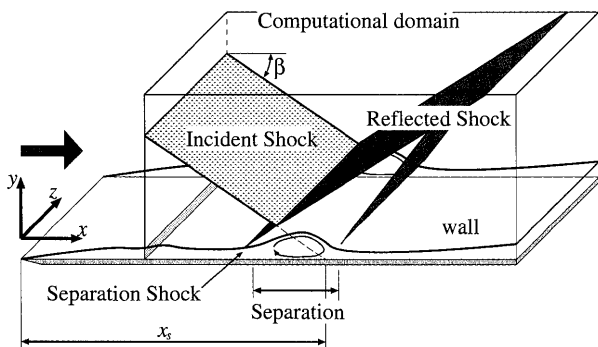


図1 衝撃波-平板境界層の干渉

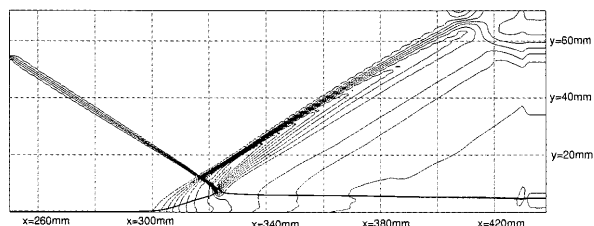


図2 圧力等高線および流速線（衝撃波-乱流境界層干渉）

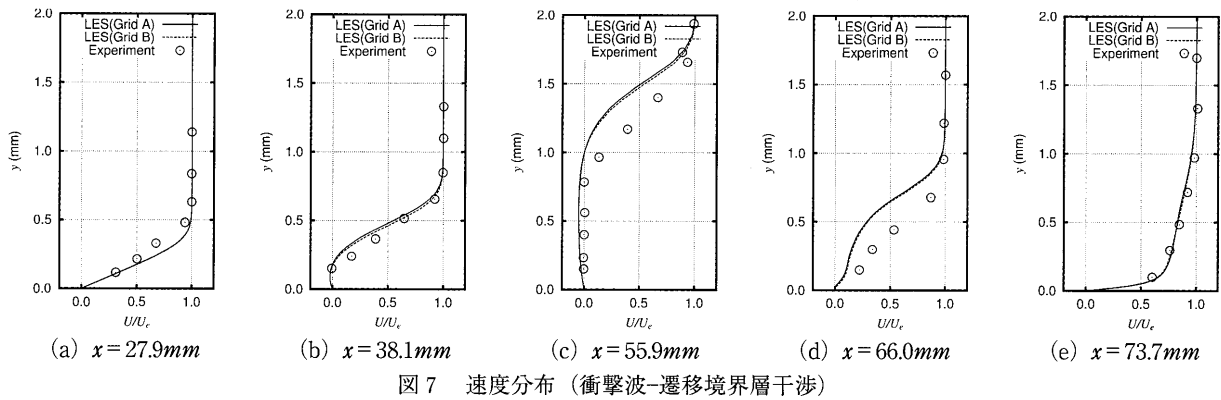


図7 速度分布 (衝撃波-遷移境界層干渉)

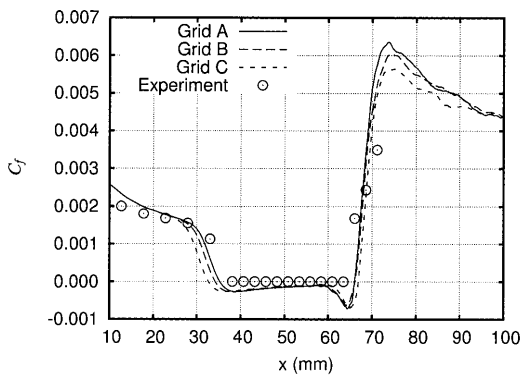


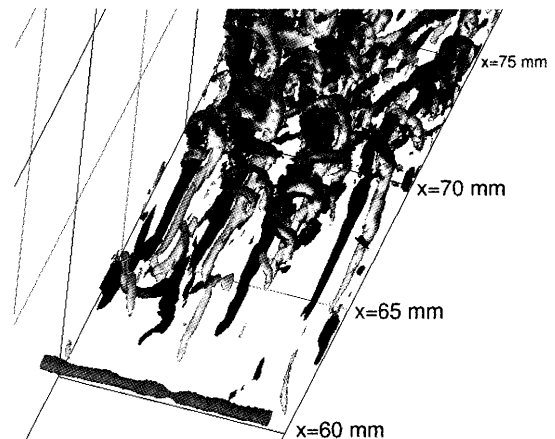
図6 壁面摩擦係数 (衝撃波-遷移境界層干渉)

撃波と干渉し、剥離後に乱流遷移する。このケースでは、 $\Delta x^+ < 50$, $\Delta z^+ < 20$ の標準的な格子 (Grid B) と、それよりも細かい格子 (Grid A), 粗い格子 (Grid C) を比較することで、格子解像度の影響を調べている。

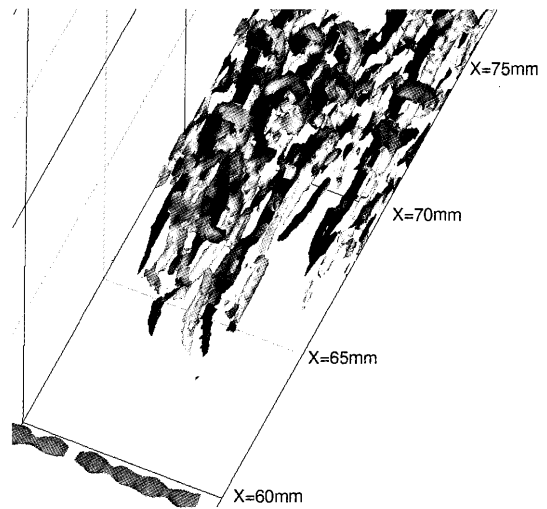
流れ場の概要や壁面摩擦係数分布は乱流境界層の場合とほぼ同じだが、剥離は衝撃波入射 ($x=59\text{mm}$) よりもかなり上流から始まっており、再付着後は乱流遷移により剥離前よりも摩擦係数が増大している。速度分布からも、剥離前の層流境界層が再付着後に乱流に遷移している様子が分かる。再付着位置が実験よりも少し下流に予測されているため、剥離域後半でせん断層位置が実験よりも高くなっているが、それ以外では剥離-再付着の位置、速度分布ともに実験値を良く再現している。

格子解像度の違いに着目すると、(1)Grid A と Grid B の間に速度分布の違いは見られない(2)再付着直後の $x=75\text{mm}$ 付近を除いて摩擦係数も Grid A と Grid B で一致 (3)最も粗い Grid C では再付着が下流にずれ、再付着後の摩擦係数も低く見積もられる、の3点が観察される。

剥離-再付着領域の渦構造を速度勾配テンソル第二不変量の等値面で可視化すると、衝撃波入射 ($x=59\text{mm}$) 後にスパン方向に並んだ縦渦対が成長し始め、 $x=65\sim 70\text{mm}$ の再付着点近傍でヘアピン状の渦が現れ、再付着下流ではそれらがより細かい渦へと遷移しており、下流にいくにしたがって支配的な渦のスケールが小さくなっている。図8 (a) と 8 (b) の比較から、格子Cでは最も大きい縦



(a) Grid B



(b) Grid C

図8 遷移領域の渦構造の比較 (速度勾配テンソル第二不変量)

渦対も十分に解像できておらず、渦の発達が遅れて全体に下流にずれている事が分かる。渦構造と摩擦係数分布を対比させると、Grid Cで再付着点が下流にずれたのは縦渦対の解像度不足で乱流遷移自体が遅れたことが原因であることが分かる。また、 $x=75\text{mm}$ 付近でGrid A と Grid B の摩擦係数に差が生じたのは、ヘアピン渦からより細かい渦への遷移の解像度が不足しているためだと考えられるが、少なくともこのケースではこの領域にお

る解像度不足の影響は局所的であり、平均速度分布など流れ場全体に影響を及ぼすことは無かった。

これらの結果から、衝撃波-境界層干渉を支配する主要な現象を解像することができれば、DNS/LESで信頼できる結果を得られることが分かる。逆に言えば、DNS/LESの結果が信頼できるかどうかを判断するためには、流れ場を構成する物理現象をどこまで解像出来ているかの吟味が必要であり、少なくとも渦構造や変動成分を詳細に観察することが大切であると言える。

4 まとめ

Re_L で 10^5 程度の2次元的な衝撃波-境界層干渉であれば、現在の計算機の能力で十分well-resolved LESが可能であり、定量的にも信頼できる結果が得られるようになっている。ただし、計算スキームや流れ場によって必要な解像度が異なり、また解像度が不足した場合の影響も単純では無いので、計算スキームや格子解像度の選択には注意が必要である。

高レイノルズ数流れや3次元的な衝撃波-境界層干渉など、より実用的な流れへ応用範囲を広げる事が、今後の課題となっている。

参考文献

- (1) D.S. Dolling. Fifty years of shock-wave/boundary layer interaction research: What next? *AIAA J.*, 39(8): 1517-1531, 2001.
- (2) Doyle Knight, Hong Yan, Argyris G. Panaras, and Alexander Zheltovodov. Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions. *Progress in Aerospace Sciences*, 39(2)(3): 121-184, 2003.
- (3) D.P. Rizzetta, M.R. Visbal, and D.V. Gaitonde. Large-eddy simulation of supersonic compression ramp flow by high-order method. *AIAA J.*, 39(12): 2283-92, 2001/12/.
- (4) M. Wu and M.P. Martin. Direct numerical simulation of supersonic turbulent boundary layer over a compression ramp. *AIAA J.*, 45(4): 879-889, 2007.
- (5) S. Teramoto. Large-eddy simulation of transitional boundary layer with impinging shock wave. *AIAA J.*, 43(11): 2354-63, 2005/11/.
- (6) E. Garnier, P. Sagaut, and M. Deville. Large eddy simulation of shock/boundary-layer interaction. *AIAA J.*, 40(10): 1935-44, 2002/10/.
- (7) M.S. Loginov, N.A. Adams, and A.A. Zheltovodov. Large-eddy simulation of shock-wave/turbulent boundary-layer interaction. *J. Fluid Mech.*, 565: 135-69, 2006/10/25.
- (8) C. Wollblad, L. Davidson, and L.-E. Eriksson. Large eddy simulation of transonic flow with shock wave/turbulent boundary layer interaction. *AIAA J.*, 44(10): 2340-53, 2006/10/.
- (9) N.D. Sandham, Y.F. Yao, and A.A. Lawal. Large-eddy simulation of transonic turbulent flow over a bump. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 24(4): 584-595, 2003.
- (10) B. Vreman, B. Geurts, and H. Kuerten. A priori tests of large eddy simulation of the compressible plane mixing layer. *J. Eng. Math.*, 29(4): 299-327, 1995/07/.
- (11) P. Moin, K. Squires, W. Cabot, and S. Lee. A dynamic subgrid-scale model for compressible turbulence and scalar transport. *Phys. Fluids A, Fluid Dyn.*, 3(11): 2746-57, 1991/11/.
- (12) G. Erlebacher, M.Y. Hussaini, C.G. Speziale, and T.A. Zang. Toward the large-eddy simulation of compressible turbulent flows. *J. Fluid Mech.*, 238: 155-85, 1992/05/.
- (13) F. Ducros, V. Ferrand, F. Nicoud, C. Weber, D. Darracq, C. Gacherieu, and T. Poinso. Large-eddy simulation of the shock/turbulence interaction. *J. Comput. Phys.*, 152(2): 517-49, 1999/07/01.
- (14) G.-S. Jiang and C.-W. Shu. Efficient implementation of weighted eno schemes. *J. Comput. Phys.*, 126(1): 202-28, 1996/06/.
- (15) Xiaogang Deng and Hanxin Zhang. Developing high-order weighted compact nonlinear schemes. *J. Comput. Phys.*, 165(1): 22-44, 2000/11/20.
- (16) E. Garnier, M. Mossi, P. Sagaut, P. Comte, and M. Deville. On the use of shock-capturing schemes for large-eddy simulation. *J. Comput. Phys.*, 153(2): 273-311, 1999/08/10.
- (17) M. Mossi and P. Sagaut. Numerical investigation of fully developed channel flow using shock-capturing schemes. *Comput. Fluids*, 32(2): 249-74, 2003/02/.
- (18) A.K. Henrick, T.D. Aslam, and J.M. Powers. Mapped weighted essentially non-oscillatory schemes: Achieving optimal order near critical points. *J. Comput. Phys.*, 207(2): 542-67, 2005/08/10.
- (19) M.P. Martin, E.M. Taylor, and M. Wu. Optimization of nonlinear error for weighted essentially non-oscillatory methods in direct numerical simulations of compressible turbulence. *J. Comput. Phys.*, 223(1): 384-97, 2007/04/10.
- (20) M.P. Martin, E.M. Taylor, M. Wu, and V.G. Weirs. A bandwidth-optimized WENO scheme for the effective direct numerical simulation of compressible turbulence. *J. Comput. Phys.*, 220(1): 270-89, 2006/12/20.
- (21) Dean R. Chapman. Computational aerodynamics development and outlook. *AIAA J.*, 17(12): 1293-1313, 1978.
- (22) S. Deck. Numerical simulation of transonic buffet over a supercritical airfoil. *AIAA J.*, 43(7): 1556-66, 2005/07/.
- (23) X. Xiao, J.R. Edwards, and H.A. Hassan. Blending functions in hybrid large-eddy/reynolds-averaged navier-stokes simulations. *AIAA J.*, 42(12): 2508-2515, 2004.
- (24) Patrick Bookey, Christopher Wyckham, Alexander Smits, and M. Pino Martin. New experimental data of STBLI at DNS/LES accessible reynolds numbers. In *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit-Meeting Papers*, number AIAA-2005-309, Reno, NV, United States, 2005.

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

境界層遷移流れへの応用

大庭 芳則*¹

OBA Yoshinori

キーワード：LES, 低レイノルズ数, バイパス遷移, 剥離流遷移, 境界層剥離, 再付着

1. はじめに

ガスタービンなどターボ機械の流路内で発生する境界層流れの構造や境界層内の現象が、ガスタービンの性能・効率や非定常的な作動特性に大きく影響することが知られている。境界層流れの構造や特性が大きく変わる現象の一つに層流境界層から乱流境界層への遷移が挙げられる。流路内の境界層が層流の場合と乱流の場合では、境界層厚さが大きく増加することや壁面摩擦が変化することだけでなく、近年の低圧タービンの空力設計に関する先進技術では、翼列流路内で発生する流れ場の非定常現象と翼面境界層遷移との干渉現象を応用することで実現可能となるものが多く開発されている^{(1),(2),(3)}。このことから、高効率で信頼性の高いガスタービンを開発するには、境界層遷移現象のメカニズムや特性を十分理解することが重要である。

境界層の遷移現象を理解するために、試験計測により物理現象を捉えようとする場合、実機の圧縮機やタービン要素は動翼が高速で回転している上に、作動流体速度が高速である（タービンの場合は高温であることも付け加わる）ので境界層が薄くなり、計測プローブのサイズや計測機器の温度制限から詳細な境界層分布を捉えることは難しい。このことから、低速で回転する試験装置を用いることや⁽⁴⁾、常温・常圧の条件下で供試体サイズを大きくした直線翼列試験装置を用いて計測が行われる。しかしながら、主流流速が遅くなることに伴い、実機の圧縮機やタービンの流れ場に特有な作動流体の圧縮性の効果が入らないなど、試験計測では実機エンジン要素の境界層流れ場の状態を完全には模擬できない。

近年の計算技術の発展に伴い、翼列要素の研究に数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics: CFD) が活用されるようになり、コンピュータ上で数値的にシミュレーションを行うことで圧縮機やタービンの翼列流れ場の詳細の予測が可能となった。しかしながら、境界層遷移現象をRANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) により予測する場合、乱流モデルと遷移モデル

とを組み合わせる手法が必要となる^{(5),(6)}。上流乱れが大きい場合や周期的に乱れが流入する場合の予測には、流れ場の乱流構造が複雑になるためRANSによる予測は難しいと考えられている。一方、RANSとは異なる新しい計算手法として、ラージ・エディ・シミュレーション (LES) を用いた乱流境界層の予測研究が多くの研究機関で行われてきた。LES手法の特徴は、計算格子サイズよりも大きい渦挙動は直接解き、それよりも小さいサイズの渦構造をモデル化することで乱流渦構造のランダムな挙動を詳細に捉える事が可能である。このことから、LES計算はRANS計算に比べて乱流モデルによる影響が少なく考えられており、LESによる境界層遷移現象の予測が期待されている。また、LESによる遷移現象予測が可能となれば、試験では再現できなかった実機条件にも適用可能となり、より高性能なガスタービンエンジン開発に利用可能であると考えられる。

ここでは、航空機用ガスタービンエンジンを例にとり、境界層の流れ場の変化が圧縮機やタービンの性能・効率に与える影響を説明して、境界層遷移の予測にLESを適用した最近の研究事例を紹介することで、予測手法における課題と将来的な展望について述べる。

2. ガスタービン要素の境界層で発生する遷移現象

図1は、代表的な中型・小型航空機用ガスタービンエンジンでの各エンジン要素のレイノルズ数を軸方向位置で整理した概念図である（圧縮機やタービンの代表長さは各翼列のコード長としている⁽⁷⁾）。

図中の実線は地上条件を表している。低圧タービンの後段領域を除いて比較的高くなっており、ガスタービン要素のほとんどの境界層は乱流であることが判る（図中の境界層が層流であるか乱流であるかの判定は、簡易的な算定方法で推定された遷移レイノルズ数 $Re=350,000$ としている）。また、図中灰色の直線は高空条件を示しており、地上条件に比べてレイノルズ数が約半分程度まで減少することを表している。この条件では、タービン部分のほとんどと圧縮機の前段部分が遷移レイノルズ数を下回るのので、翼面境界層の一部分または全部が層流になる可能性があり、境界層遷移現象が起きることを意味

原稿受付 2007年6月4日

* 1 株式会社IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

している。ここで、境界層で発生する層流—乱流遷移現象を分類すると、以下の3種類に分けることができる⁽⁸⁾。

①自然遷移 (Natural transition) :

十分整流された流れ場で、滑らかな壁面の境界層において、Tollmien-Schlichting (TS) 波の線形発達を介する遷移現象。

②バイパス遷移 (Bypass transition) :

主流の乱れ強度や壁面粗さが大きい影響により、TS波の線形発達を介さないで自然遷移よりも早く遷移する現象。

③剥離流遷移 (Separated flow transition) :

層流境界層中に発生した境界層剥離流れに起因して遷移する。

圧縮機やタービン要素では、動静翼列間干渉などに起因する高いレベルの乱れ成分が主流流れ場に存在することや壁面にはある程度の粗さが存在することから、自然遷移が起きることは少なく主にバイパス遷移と剥離流遷移である。以降、ガスタービンの流れ場を対象として議論するので、バイパス遷移と剥離流遷移予測へのLES解析について述べる。

3. 圧縮性を有する平板境界層のバイパス遷移現象に対するLES予測精度確認

非圧縮境界層流れのバイパス遷移現象はJacobsらによって行われた研究により、DNS (Direct Numerical Simulation) を用いることで予測可能であることが示され、LESでも試験結果の特徴を定量的に捉える結果が得られた⁽⁹⁾。しかし、ガスタービン要素の流れ場に適用するには、圧縮性流体の境界層に対するLES計算の信頼性や、計算格子解像度や計算スキーム種類が遷移予測精度に与える影響を十分に評価されていない。このことから、河合と藤井はRoachらが実施した試験データを用いて⁽¹⁰⁾、圧縮性境界層のバイパス遷移現象の予測にLESを適用し

て、その有効性を調査した⁽¹¹⁾。河合らの計算は、空間差分手法に6次精度コンパクトスキームに10精度フィルターを用いて高周波振動と取り除き、時間積分手法にNewton反復法とADI-SGS法を組み合わせた手法を用いた。SGS項にはSelective Mixed Scale Modelを用いた。図2は、LES計算手法により得られた壁面付近の速度変動成分を時系列的に示している。図から判る様に、上流位置から局所的な乱れ領域 (乱流スポット) が生成され、時間とともに下流位置に移動しながら成長する様子が捉えられている。また、図中央付近からは常に乱れた流れ場となっており、層流—乱流境界層遷移現象を予測可能であることが示された。

更に、河合らは計算格子解像度を変化させた場合、バイパス遷移現象に関連する境界層内のストリーク、たて

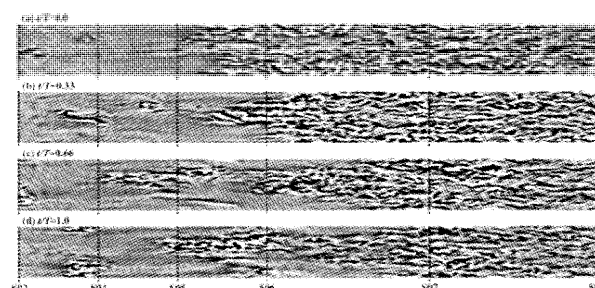
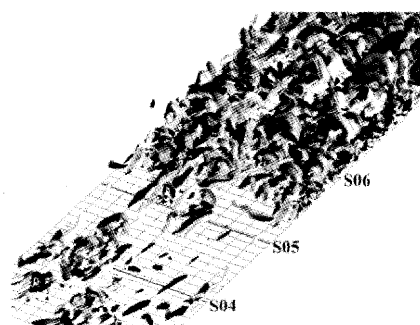
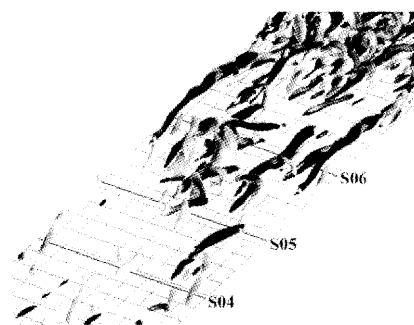


図2 LESによる壁面垂直方向変動速度成分の時間発展の予測 (河合、藤井 第38回流体力学講演会, 2006より)



(a) 計算格子密 (Grid B)



(b) 計算格子疎 (Grid C)

図3 壁瞬時流れ場構造

—速度勾配テンソルの第2不変量の等値面—
(河合、藤井 第38回流体力学講演会, 2006より)

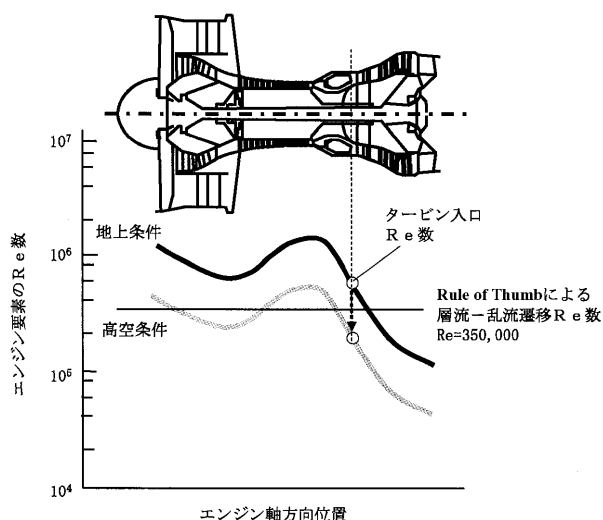


図1 作動条件による航空機用ガスタービンのレイノルズ数の変化 (Mayle, R. E., ASME 91-GT261より)

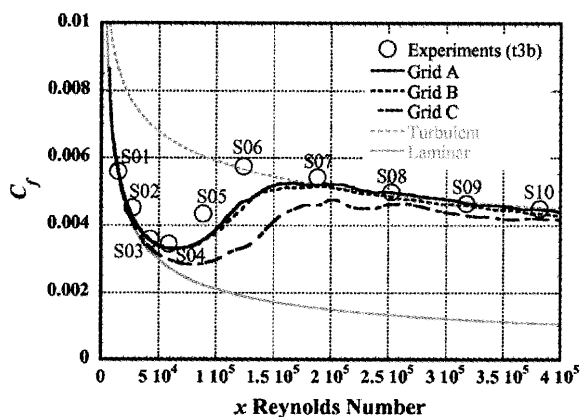


図4 LES壁面摩擦係数分布
(河合, 藤井 第38回流体力学講演会, 2006より)

渦対やヘアピン渦構造の予測にどのような影響があるかを調査した。図3は、速度勾配テンソルの第2不変量の等値面を用いて壁面極近傍の渦構造を可視化したものである。図3(a)から計算格子が十分細かい場合、ストリーク縦渦構造とヘアピン渦構造を予測していることが判る。両渦構造が3次的に干渉することによって、より細かいランダムな渦構造を生成する様子も捉えられており、この現象がバイパス遷移発生のトリガーとなるメカニズムを示した。一方、格子解像度が低い場合、これらの渦構造を詳細に予測していなく、遷移位置が下流側にずれる傾向があるが(図3(b)参照)、遷移前後の境界層分布や境界層壁面せん断応力係数には大きく影響しないことを示している(図4中、Grid C参照)。

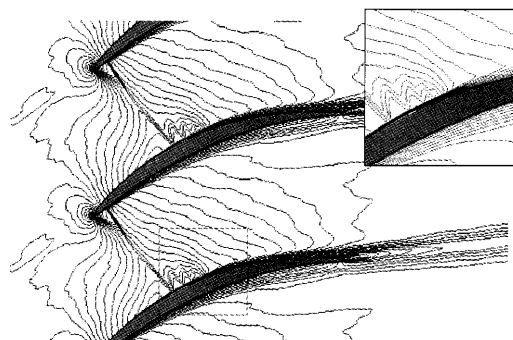
4. 圧縮機翼列流れ場境界層予測へのLES適用

航空機用ガスタービンエンジンの圧縮機初段は遷音速流れ場となっており、翼前縁から発生した衝撃波が隣の翼負圧面に衝突して、翼負圧面境界層との干渉を起こす(衝撃波—境界層干渉)。衝撃波が入射する前の翼面境界層が層流である場合、この干渉により衝撃波を通過した境界層が層流—乱流遷移を起こして厚くなり、翼列の有効流路面積を変化させることや、翼面境界層のプロファイル圧損を増加させるなど圧縮機性能に影響を与えるので、高速圧縮機の開発において、衝撃波—境界層干渉によって発生する境界層遷移現象を理解することは非常に重要な課題である。

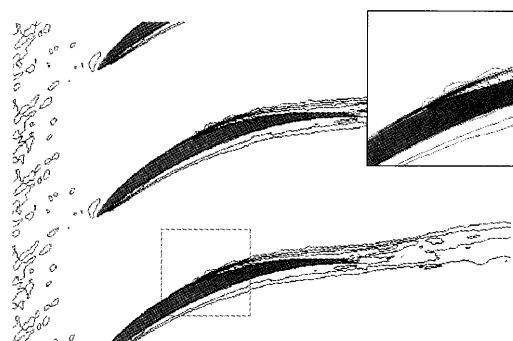
衝撃波—境界層干渉現象の予測

Teramotoは、レイノルズ数 4.5×10^5 、マッハ数0.79の条件の遷音速圧縮機翼列(NACA65)の流れ場予測にLESを適用して、衝撃波—境界層干渉による境界層遷移現象の予測精度の評価を行った⁽²⁾。Teramotoの研究結果では、図5(a)は時間平均化マッハ数分布を示しており、翼前縁付近から発生する衝撃波が隣の翼負圧面に入射する流れ場を捉えている。また、衝撃波が入射する位置から、境界層内で速度変動成分が増加している様子を予測

しており(図5(b)参照)、定性的な衝撃波—境界層干渉現象の特徴を捉えていることが判る。



(a) マッハ数分布



(b) 流れ方向速度変動成分

図5 LESによる圧縮機翼列の流れ場予測結果
—時間平均流れ場分布— (Teramoto, AIAA Journal, 2005より)

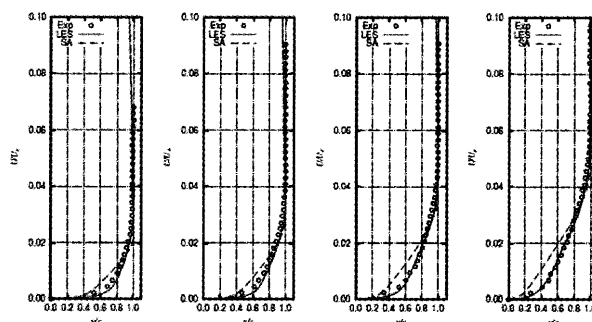
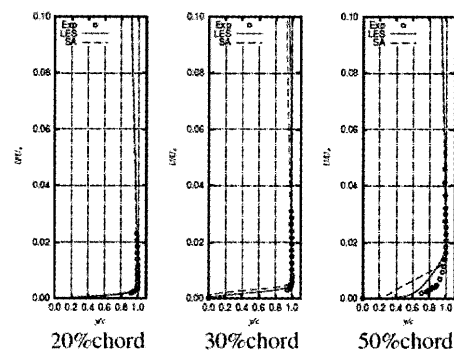


図6 LESによる圧縮機翼列の翼面境界層分布の比較
(Teramoto, AIAA Journal, 2005より)

更に、TeramotoはLESの翼列流れの予測精度を確認するために、翼面の異なる位置での境界層分布を試験データと比較した結果を示した（図6参照）。LES結果は、上流の層流境界層分布（35%コード長位置よりも上流領域）と下流位置での乱流境界層分布（65%コード長位置よりも下流領域）を予測しており、圧縮機翼形状のような曲率壁面の境界層遷移現象を高精度に解析可能であることを示した。しかしながら、50%コード付近では試験データとLES結果とでは乖離が生じており、遷移領域での予測精度には課題が残ることを示した。これは河合らの行った平板境界層パイパス遷移予測の結果と同様であり、遷移後半位置では乱流域よりも高い格子解像度が必要であることを示している。

5. 低圧タービン境界層遷移予測へのLES適用

図7は、レイノルズ数の変化に対する低圧タービン翼列の圧力損失の変化とタービン翼面境界層を模式的に示したものであり、以下に示す流れ場に分類できる¹³。

- ①レイノルズ数が比較的高い条件では、タービン翼面の境界層は前縁付近で層流—乱流遷移を起こして乱流境界層となる。この場合、境界層は翼面に沿った流れ場となる。
- ②レイノルズ数が低くなり、 10^5 オーダーとなると、翼負圧面上の加速領域が層流境界層で覆われるようになり、翼面で逆圧力勾配となる箇所では層流剥離を起こす。この剥離により剥離流遷移が起こり、翼負圧面に再付着して剥離泡が形成される。この場合、境界層の再付着によって流れ角は設計と大きく変化しないことから、大きな圧力損失にはならない。
- ③更にレイノルズ数が低くなると翼負圧面での剥離領域が大きくなり、後縁までに境界層の再付着が出来なくなるので、完全に剥離する流れ場となる。この場合、①、②に比べて圧力損失が著しく増加する。
- ④その後、レイノルズ数が低下するに従って、圧力損失が増大する。

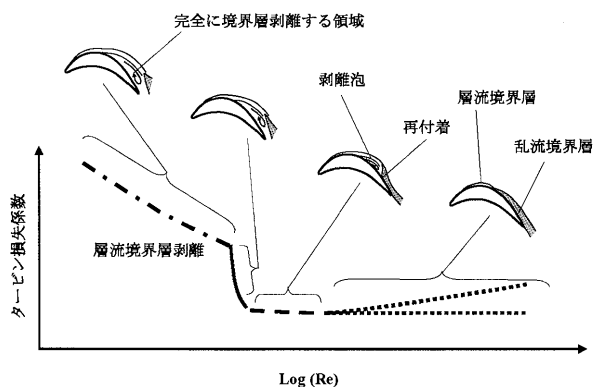
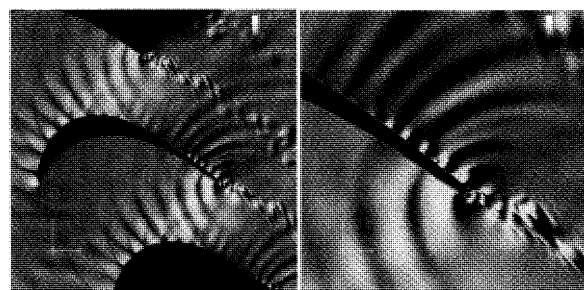


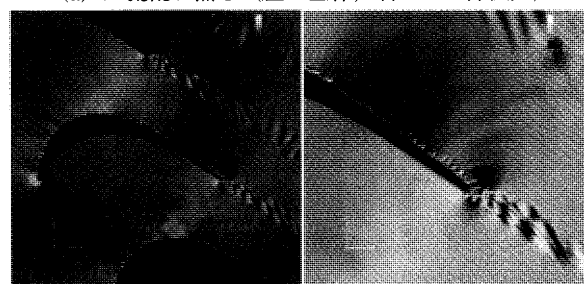
図7 Re数の変化に対する低圧タービン翼列性能
(Hourmouziadisら, ASME2000-GT-0270より)

直線タービン翼列試験流れ場予測

低圧タービン翼列の翼面境界層で発生する物理現象を理解するために、松浦らは $Re=5.0 \times 10^5$ の条件でT106低圧タービン形状の直線タービン翼列試験の流れ場にLESを適用した¹⁴。松浦の研究では、上流の乱流強度を変化させて、翼負圧面境界層の剥離—再付着現象に与える影響を調べた。松浦らの計算は、空間6次精度コンパクトスキームを使用した計算スキームを用いて、スパン方向に10%コード長を有する計算領域に対して、1翼列流路に600万点の格子点数を用いて行われた。図8はLES解析により得られた瞬時流れ場の速度場divergence値を示しており、上流乱流の流入を計算に考慮することで、翼負圧面の境界層の挙動が大きく変化することを示した。



(a) 上流乱れ無し（左：全体、右：T/E部拡大）



(b) 上流乱れあり (Tu=7.1%, 左：全体、右：T/E部拡大)

図8 T106直線タービン翼列のLES解析結果
—瞬時流れ場の速度勾配分布—

(松浦, 藤井 第19回数値流体力学シンポジウム, 2003より)

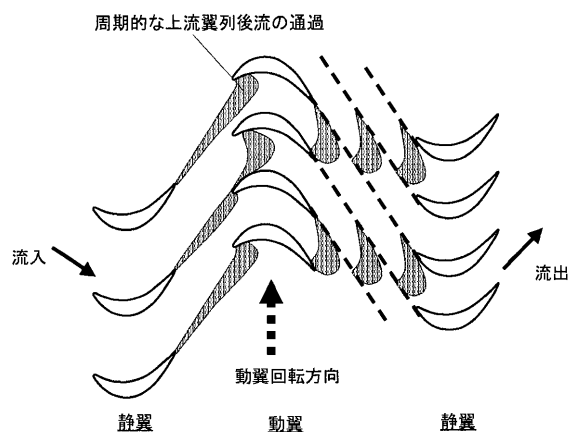


図9 多段の軸流低圧タービンの流れ場の模式図

多段タービン翼列翼面境界層予測へのLES適用

多段で構成される軸流低圧タービンの場合、上流翼列の後流が下流翼列に直接流入する流れ場となっていることから、上流翼列の後流が下流翼列流路を通過する際に、翼面境界層に後流が衝突して、後流と翼面境界層との干渉が発生する（図9参照）。近年の研究成果から、上流翼列後流が翼負圧面に衝突する際に、境界層遷移現象を促進するなど、翼面の層流境界層の剥離に起因する低圧タービン性能の低下を防ぐ効果があることが認識され始めた。HodsonやSchulteらの研究により、異なるレイノルズ数条件には、最適な流入周期が存在することが明らかになるなど最新研究の研究成果を応用することで、タービン翼枚数を削減しつつ（エンジン重量削減に繋がる）タービン翼負荷を増大させるUltra-High-Lift設計が可能となっている。

上流翼列後流の境界層現象への影響を試験計測により調査する方法として、後流発生装置（移動円柱）を有する試験装置を使用して計測を行う研究が行われており^{(2), (5)}、これらの試験計測データを用いてLES予測精度の評価が行われている。Michelassiらは、移動円柱の後流の分布を低圧タービン翼列の流入計算条件として与えて⁽⁶⁾、T106タービン形状を用いた試験の流れ場にLESを適用して、Wissinkらが実施した同条件のDNS結果⁽⁷⁾と比較することで予測精度の評価を行っている（図10参照）。

LES計算では境界層で発生する渦挙動を解像するため、壁面付近に非常に多くの格子点を配置するために、Michelassiらは翼面付近の最小格子点幅を Δx^+ （流れ方向）を70以下、 Δz^+ （スパン方向）を15～20の範囲となるように格子を配置した。また、壁面に垂直な方向には $\Delta y^+ = 1$ として、翼負圧面の境界層分布を15～20の格子点で解像するように格子解像度を決定した。実機の低圧タービンの翼端面の効果を含めて翼の全スパン長を計算領域とすると膨大な計算規模となることから、スパン方向に軸コード長の15%と薄い計算領域を用いて、スパン方向の両端に周期境界条件を与えることで無限ス

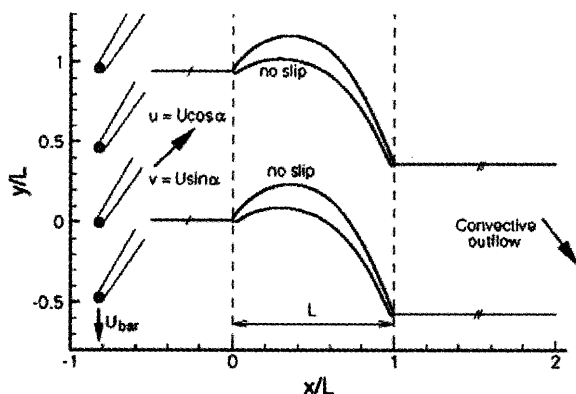


図10 移動円柱付き低圧タービン翼列試験のLES解析の概念図 (Winnick, International Journal of Heat and Fluid Flow 2003より)

パン長の2次元形状の翼列の計算を行っている。Michelassiらの計算では、スパン方向の計算領域がLES予測精度に与える影響については十分な調査をしていないことから、翼面で発生する乱れがスパン方向の境界条件によって拘束される可能性や、端面境界層が翼面境界層遷移に与える影響について検討することが課題として考えられる。

図11は翼負圧面近傍での壁面垂直方向の速度成分のコンター図を時系列的に示しており、上流後流が翼負圧面を通過する際の境界層内で発生する現象を表している。Michelassiの計算では、後流が翼負圧面に衝突する際に乱れが発生する結果を得た。DNS計算結果でも同様の乱れが発生することが確認されているが、LES結果はDNSに比べて乱れレベルが過小評価されており、後流が通過してしまうと乱れがダンプする結果となった。但し、LES予測結果の傾向から、後流により乱された境界層は完全な乱流境界層には発達しないが、DNSによる遷移予測結果の特徴を捉えることが可能であることを示し、LESを用いたタービン境界層遷移予測における現状と課題を明らかにした。

LES計算が低圧タービンの境界層遷移現象の特徴を予測することを利用して、圧力損失などタービン設計に必要な技術的情報をシミュレーションにより予測する試みがOobaとTomikawaらにより研究されている⁽⁸⁾。Funazakiらが行った上流移動円柱を有する低圧タービン翼列のレイノルズ数やソリディティを変化させた流れ場計測データ⁽⁵⁾認を行った。OobaとTomikawaらの計算には移動円柱部の計算領域を含めており、円柱後流の乱れ分布をLES計算から求めていることが特徴である。円柱部とタービン翼列部に計算領域をそれぞれ分けて作成して、両計算領域間でスライドさせながら情報の交換を行う手

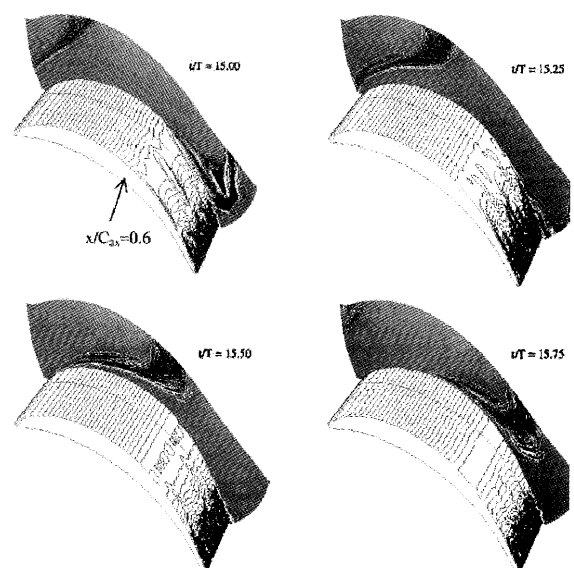


図11 移動円柱付き低圧タービン翼列試験のLES結果 (Michelassi, Rodiら AIAA Journal 2003より)

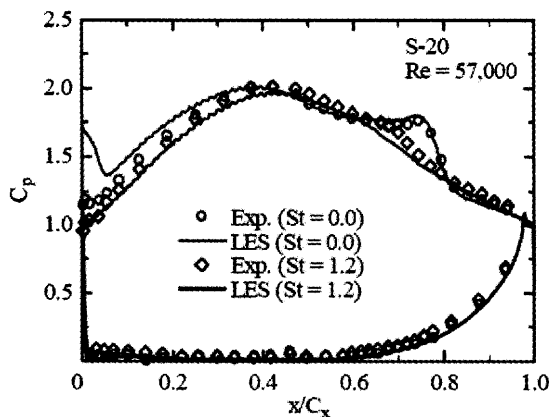


図12 LESによる上流円柱後流の影響予測 翼面静圧係数
(Ooba, TomikawaらASME FEDSM 2007-37208より)

法を用いている。また、計算格子解像度については、壁面に垂直な方向には $\Delta y^+ = 1$ として、 Δz^+ (スパン方向)を15~20の範囲となるように格子を配置しておりMichelassiらの計算と同程度であるが、 x^+ (流れ方向)を20以下としており、より細かい解像度とすることで境界層遷移の予測を向上させることを考慮している。総計算格子点数は、レイノルズ数によって変化させており、 $Re = 57,000$ では2200万点、 $Re = 100,000$ では2500万点、 $Re = 170,000$ では4800万点とした。

図12はタービン翼面静圧分布を示しており、上流円柱後流の有無の条件でLES結果と計測結果とを比較している。図中、上流乱れが無い試験結果は、60%軸コード位置から層流・離れが起り(60%~75%軸コード位置での C_p 一定領域)、剥離流遷移を起こして80%軸コード位置付近で翼負圧面に再付着している(75%~80%軸コード位置で C_p が急激に変化する領域)。上流円柱の後流が流入する条件では、翼負圧面の再付着位置が70%軸コード位置まで上流側に移動しており、上流から周期的な乱れが流入することで剥離領域が小さくなる結果が得られている。LES結果はこの両方の条件で、試験結果との良好な一致が得られており、低圧タービン翼列の境界層遷移現象の予測にLESを用いることの有効性を示した。

更に、Tomikawaらはレイノルズ数および上流円柱後流の周期を変化させて、タービン設計上で重要なパラメータである圧力損失係数をLES計算結果と試験結果とで比較を行った(図13参照)。結果は、レイノルズ数が増加すると圧力損失レベルが下がることや、円柱周期により圧力損失が影響する効果を捉えており、LESが境界層の微細な渦構造を捉えるだけでなく、圧力損失の変化の傾向を捉えることが可能であることを示した。

6. まとめ

以上、ガスタービンの翼列要素の境界層遷移現象にLESを適用する研究の現状を紹介して、その技術課題について述べた。今日までの計算技術や計算機リソースの

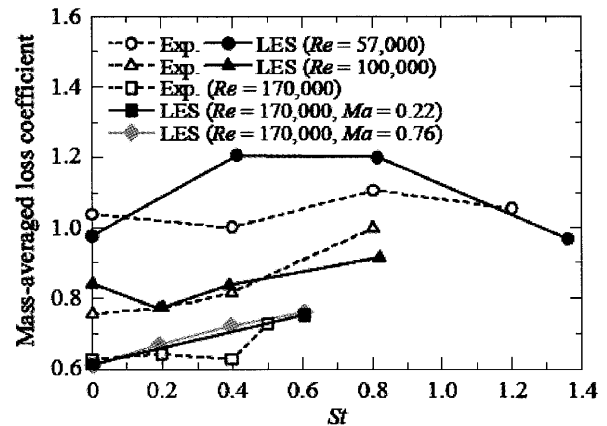


図13 後流の流入周期の変化が圧損係数に与える影響
(Ooba, Tomikawaら, ASME FEDSM 2007-37208より)

飛躍的な発展により、今まで数値計算により予測することが困難であった境界層遷移現象の予測が可能になりつつあり、ガスタービンエンジン要素の開発ツールの一つとして使用し始めている。この計算技術をさらに発展させることで、地上で高空飛行条件を模擬できる特殊なエンジン試験を、将来的にはLES計算技術に置き換えることで開発期間やコストを大幅に削減しつつ、更に高性能・高効率の航空機ガスタービンエンジン開発が可能になると期待される。

参考文献

- (1) Curtis E.M. and Hodson H.P. et al. "Development of blade profiles for low pressure turbine applications", ASME 96-GT-358, 1996.
- (2) Schulte, V. and Hodson, H.P., "Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbines", ASME96-GT-486, 1996.
- (3) Ramesh O.N. and Hodson H.P. et al. "Separation control in ultra-high lift aerofoils by unsteadiness and surface roughness", ISABE-2001-1096, 2001.
- (4) Halsead D. E. et al. "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines Part 1,2,3,4", ASME-95-GT-461, 1995.
- (5) Gier J. "Analysis of complex three-dimensional flow in a three-stage LP turbine by means of transitional navier-stokes simulation", ASME 2000-GT-645, 2000.
- (6) Abu-Ghanam, B. and Shaw, R., J. of Mech. Engineering Science, Vol.22, pp.213-228, 1980.
- (7) Mayle, R.E., "The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines", ASME 91-GT-261.
- (8) VKI Lecture Series 1991-06, "Boundary Layers in Turbomachines".
- (9) Jacobs, G.R. and Durbin, A.P., "Simulation of Bypass Transition", Journal of Fluids, Vol. 428, 2001.
- (10) Roach, P. E. and Brierley, D.H., "Numerical Simulation of Unsteady Flows and Transition to Turbulence", Cambridge University Press, 1990, pp.319-347.
- (11) 河合, 藤井, "圧縮性境界層バイパス遷移のLES", 第38回流体力学講演会, 2006.
- (12) Teramoto, S., "Large-eddy simulation of transitional boundary layer with impinging shock-wave", AIAA Journal, 2005.
- (13) Lou W. and Hourmouziadis J. et al. "Separation bubbles

- under steady and periodic-unsteady main flow conditions", ASME 2000-GT-0270, 2000.
- (14) 松浦ら, "圧縮性遷移翼列流れのLES解析", 第17回数値流体力学シンポジウム, 2003.
- (15) Funazaki, K et al., "Experimental and Numerical Investigations of Wake Passing Effects upon Aerodynamic Performance of a LP Turbine Linear Cascade With Variable Solidity", ASME-GT2006-90507.
- (16) Michelassi, J. G. et al., "Large-Eddy Simulation of Flow Around Low-Pressure Turbine Blade with Incoming Wakes", AIAA Journal, Vol.41, No.11, 2003.
- (17) Wissink, J.G., "DNS of separating, low Reynolds number flow in a turbine cascade with incoming wakes", International Journal of Heat and Fluid Flow, 24, 2003.
- (18) Tomikawa et al., "Parametric Surveys of the Effects of Wake Passing on High Lift LP Turbine Flows using LES", ASME FEDSM 2007-37208, 2007.

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

乱流燃焼流れのLarge-eddy Simulation

—噴霧燃焼流れへの適用—

黒瀬 良一*¹
KUROSE Ryoichi

キーワード：乱流燃焼，噴霧燃焼，LES，燃焼モデル，Flameletモデル，Turbulent Combustion，Spray Combustion，LES，Combustion Model，Flamelet Model

1. はじめに

近年の計算機性能の急速な進歩により，燃焼流を対象とした数値シミュレーションは増えてきたが，直接数値シミュレーション (Direct Numerical Simulation, DNS) やレイノルズ平均ナビエ・ストークス (Reynolds-Averaged Navier-Stokes (NS), RANS) 方程式を種々の乱流モデルを用いて解く方法 (以下，単にRANSと呼ぶ) に比べてラージ・エディ・シミュレーション (Large-eddy Simulation, LES) は非常に少ない。この主な理由としては，(1)計算負荷が極めて高いこと，(2)燃焼モデルが複雑なうえ未だ万能なものが存在しないこと，および(3)精度検証のための比較用実験データが不十分であること，が挙げられる。

上記の3つの問題点のいくつかはDNSやRANSにもあてはまる。しかし，DNSでは非常に小さい領域 (せいぜい数cm³程度) を対象に，燃焼場の支配方程式である連続の式，NS方程式，化学種保存式，およびエネルギー保存式を直接解くため燃焼モデルを用いる必要がなく，実験データとの比較検証も必須ではない。また，RANSは現在でも既に非常に大きなガスタービンやボイラなどの実機内燃焼場をも計算対象としうるが，そもそも乱流モデル自体が旋回流などの強いせん断流れを十分に再現できないという致命的な欠点を有するため，多くの場合，燃焼モデルにもその精度レベルにあった渦崩壊モデル⁽¹⁾や渦消散モデル⁽²⁾などプリミティブなものが用いられる。従って，燃焼場内の数点や出口における特性量の時間平均値について，実験 (試験) データとの大局的な比較検討は行われるものの，これにより計算精度や燃焼メカニズムについて詳しく議論されることはない。

これに対して，フィルタリング操作を施すことにより大きなスケールの乱流渦のみを直接計算するLESでは，RANSに比べて非定常な乱流現象をより高精度に予測す

ることが可能となるため，それに見合ったより高度な燃焼モデルが要求される。また，LESでは時間平均値ばかりでなく，乱流変動に関わる特性量，つまり速度，化学種濃度，および温度に関する変動強度値も重要になるため，高い時間・空間分解能で計測された詳細な実験データとの比較も必要になってくるが，燃焼場の高精度計測は容易ではない⁽³⁾。それ故，燃焼流を対象としたLESについては，高性能の計算機さえ使用できる環境にあれば，とりあえず実行し，可視化的にそれらしい結果を得ることはそれほど難しくないが，その妥当性，信頼性，そして有効性を明確に示すところに難しさがあるとも言える。

本解説では，このような燃焼流のLESについて，著者らがこれまで行ってきた燃焼モデルに関する研究成果を中心に紹介する。まず第2節ではLESの重要性について概観する。第3節ではガス燃焼に関する燃焼モデルについて概説し，続く第4節ではその噴霧燃焼への適用例と噴霧燃焼数値シミュレーション特有の問題点について解説する。最後の5節では今後の研究課題について述べる。なお，本解説では，紙面の都合上，LESの詳細や主にRANSに用いられるプリミティブな燃焼モデルについては言及しない。これらについては，参考書^{(4),(5)}などを参照されたい。

2. LESの有効性 (コールドフローのLES)

一般的には良くRANSに比べてLESは計算精度が高いと言われるが，実際にその違いを詳細に比較検証した例は数少ない。ましてや形状が複雑な実用規模の燃焼器内流れを対象としたものは皆無である。著者らは最近，(財)電力中央研究所が所有する石炭燃焼試験炉 (通称BEACH炉) 内のコールドフロー (非燃焼) 旋回流れに対してRANSとLESを適用し，レーザ流速計 (LDV) を用いて行った計測結果との比較を行っている。以下に，その結果を簡単に紹介する。詳細は論文^{(6),(7)}を参照されたい。

図1に計算対象としたBEACH炉の概要を示す。BEACH炉は，微粉炭供給量100kg/hの横型単一バーナ方式の炉である。CI-a⁽⁸⁾と呼ばれる低NO_xバーナを搭載しており，

原稿受付 2007年4月24日

* 1 京都大学大学院工学研究科機械理工学専攻
流体理工学講座環境熱流体工学分野
〒606-8501 京都市左京区吉田本町

2次空気系と3次空気系にそれぞれ16枚ずつのスワラ翼を備えることで、炉内に旋回流を形成し、保炎を図る。炉長は約8.0m（計算領域は $L_0=2.0$ m）、炉径は $D_0=0.85$ mである。なお、LESとRANSの結果を厳密に比較するため、双方に同一の計算格子を用いている。計算格子は非構造格子とし、全て4面体格子により構成され、格子数は約450,000である。炉の軸流速とバーナ径から求められるレイノルズ数は約32,000である。1次、2次および3次の入口空気流速は、それぞれ16.0m/s, 2.1m/s, および5.1m/sである。流れに対するスワラ角度の影響を調べるため、2次系と3次系の各スワラ角度を変化させる。それぞれのスワラ角度をスワール数 S_w とあわせて表1にまとめる。計算手法として、LESにはMahesh et al.⁽⁹⁾のスキーム（ダイナミックスマゴリンスキモデルを使用）を、RANSには標準型 $k-\varepsilon$ 2方程式モデル⁽¹⁰⁾を採用している。

図2、3にSW1のケースにおける流れ方向断面の軸流速 U_z の分布、および $z=0.235$ m断面の旋回速度 U_θ の分布をそれぞれ示す⁽¹¹⁾。図2から、LESによる炉内の流れはRANSの結果に見られるような軸対称な流れとはならず、絶えず変動していることがわかる。また、バーナ近傍に形成される再循環領域（図中 U_z が負の領域）に注目すると、LESではRANSに比べて、逆流の速度が小さいことがわかる。さらに、この逆流域を取り囲む U_z が正值を示す領域は、LESではRANSに見られるように側

壁面近傍を下流にまで伸びていない。一方、図3から、中心軸の周囲に環状に分布する U_θ の大きな領域が、LESではRANSよりも小さいことから、比較的旋回流が

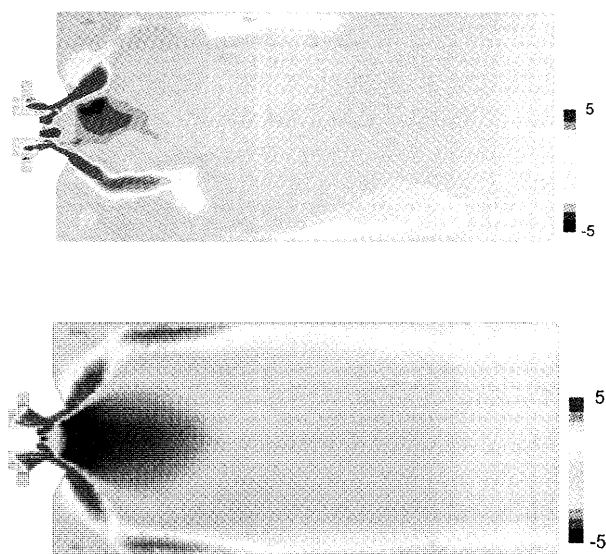


図2 主流方向流速分布のLES（上）とRANS（下）の比較（SW1）

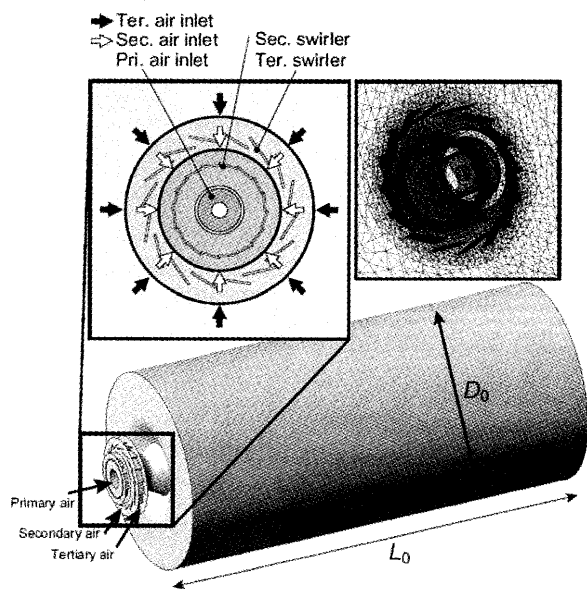


図1 BEACH炉の概要

表1 計算条件

Cases	Sec. air [deg.]	Ter. air [deg.]	S_w
SW1 (base)	81	72	6.54
SW2	63	72	6.14
SW3	81	63	5.28

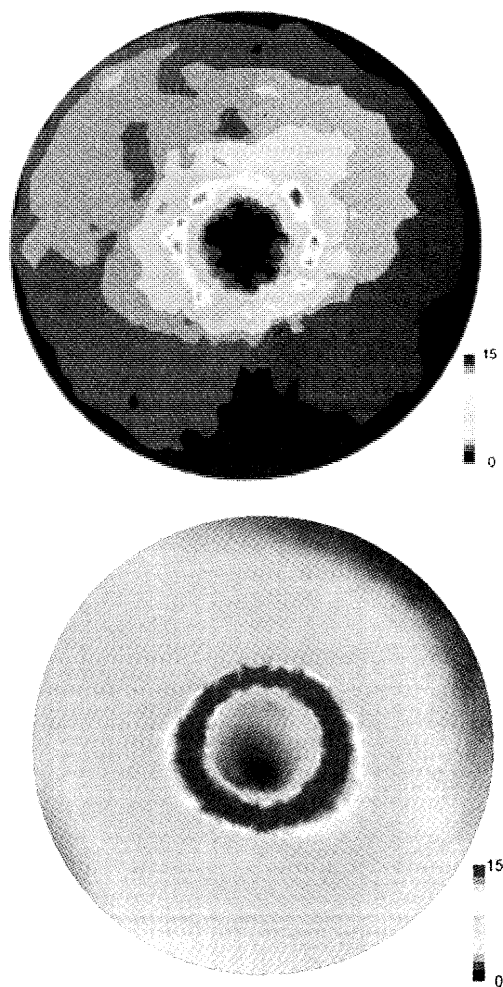


図3 旋回流速分布のLES（上）とRANS（下）の比較（SW1）

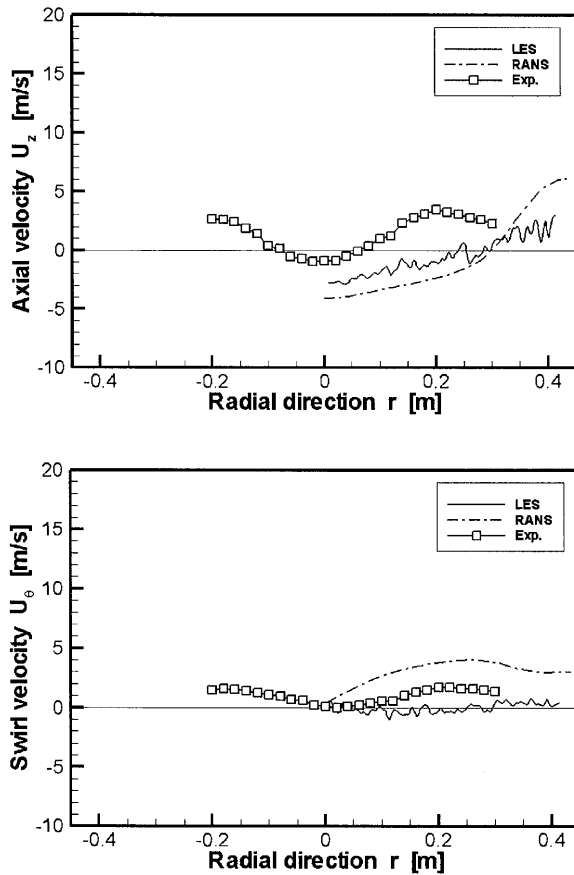


図4 時間平均主流方向流速（上）と時間平均旋回流速（下）の半径方向分布の比較（SW1）

弱いと考えられる。図4に $z=0.585\text{m}$ の位置における U_z と U_θ について、LESとRANSのそれぞれの時間平均半径方向分布を実験値と比較したものを示す（SW1）。図から、 U_z 、 U_θ 共に、LESの方がRANSよりも実験値に近い値を示すことがわかる。RANSでは、再循環領域の逆流速度およびその周囲の順流速、さらには旋回流速を過大評価する傾向を示すことが明らかである。同様の結果はスワラ角度を変化させた他のケース（SW2, SW3）にも同様に見られた。

以上から、RANSに比べて、LESは旋回流に伴う再循環流の挙動を精度良く捉えることができることがわかる。これは、乱流のミキシング効果に対する予測精度が高いことに起因する。ガスタービンなど様々な実機の燃焼炉内に形成される旋回流や再循環流はバーナ火炎の保炎のために極めて重要である。従って、本結果は、コールドフローのみを対象にしたものではあるが、実機燃焼炉内における燃焼挙動の正確な予測にLES等の高精度な解析手法が不可欠であることも示唆している。

3. ガス燃焼のLES

3.1 燃焼流の支配方程式

フィルタリングを施された燃焼流のLESのための支配方程式は下式で与えられる。

連続の式：

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = 0, \quad (1)$$

NS方程式：

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \bar{p} \delta_{ij})}{\partial x_j} = \frac{\partial (2 \bar{\mu} \tilde{S}_{ij})}{\partial x_j} + \frac{\partial q_{ij}}{\partial x_j}, \quad (2)$$

$$\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k},$$

化学種 i の質量保存方程式：

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{Y}_i \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} \tilde{D}_i \frac{\partial \tilde{Y}_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial q_{Y_i}}{\partial x_j} + \bar{\rho} \tilde{w}_i, \quad (3)$$

エネルギー（エンタルピー）の保存方程式：

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{h}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{h} \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} \tilde{D}_h \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial q_h}{\partial x_j}, \quad (4)$$

ここで、上付きの \sim および $-$ はそれぞれ密度加重（ファール）平均値および空間平均値であり、 μ 、 D 、 D_h は流体の粘度、拡散係数、および熱拡散率である。また、 q_i は非線形項のフィルタリング操作により生じるサブグリッドスケール成分の変動を表す項、 \tilde{w}_i はフィルタリングされた反応生成項であり、共にモデル化が必要となる。前者はダイナミクスマゴリンスキモデルなど数多くのモデルが提案されほぼ確立されつつあるが^{[92], [93]}、後者のモデルについては未だ万能なものは存在せず、様々な視点からの研究が進められている。前者を乱流モデル（Turbulence Model）、後者を乱流燃焼モデル（Turbulent Combustion Model）と呼ぶ（図5参照）。

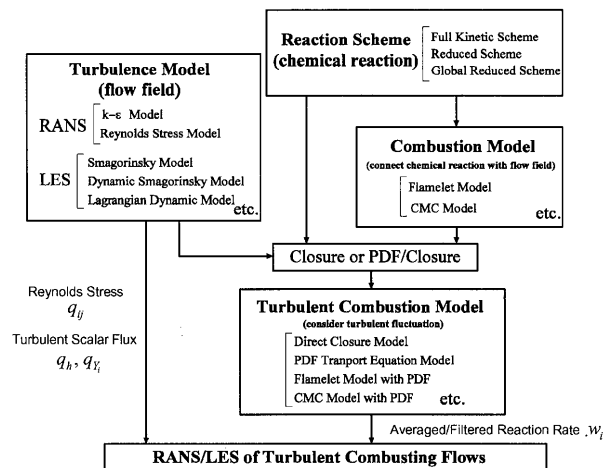


図5 乱流モデルと燃焼モデルの役割

3.2 乱流燃焼モデルと燃焼形態

一般に、乱流燃焼モデルには2つの役割があると言える。1つは前出の q_i と同様にフィルタリング操作により生じるサブグリッドスケール成分の変動をモデル化する役割であり、もう1つは解くべき化学種の方程式の数を低減する役割である。実用分野では比較的シンプルな化学種であるメタン(CH_4)を例に挙げても、反応を厳密に検討するためには50種類の化学種と279の素反応を考慮する必要がある。つまり、(3)式が実際には50式存在することになる。これは計算機の負荷を劇的に増加させるため、その数を削減することは非常に有益である(図5のReaction Schemeに対応する)。

現在、様々な乱流燃焼モデルが提案されているが、その導出過程および適用性は対象とする燃焼場の燃焼形態によって大きく3つに分類される。すなわち、あらかじめ燃料と酸化剤を混合した混合気を燃焼させる予混合燃焼、燃料と酸化剤を別々に導入し拡散によって混合気を形成して燃焼させる拡散燃焼、およびこれらの燃焼が共存する部分予混合燃焼の3つである。後述する噴霧燃焼において一般的に支配的な燃焼形態は拡散燃焼であり⁽⁴⁾、その拡散燃焼モデルの代表的なものとしては、直接クロージャモデル^{(15), (16)}、CMC (Conditional Moment Closure) モデル^{(17), (18)}、PDF輸送方程式モデル⁽¹⁹⁾、およびflameletモデル⁽²⁰⁾が挙げられる。これらのモデルの中で、flameletモデルのみが上述した燃焼モデルの2つの役割、つまりサブグリッドスケール成分変動のモデル化と解くべき化学種方程式数の低減機能を効果的に併せ持つモデルであり、近年特に注目されている。紙面の制約上、以下では、このflameletモデル(定常flameletモデル)についてのみ述べる。なお、燃焼形態およびそれぞれに適用可能な燃焼モデルの詳細についてはPeters⁽²¹⁾に、またLESへの適用についてはPitsch⁽²²⁾にレビューされているので参考にされたい。

3.3 flameletモデル

flameletモデルでは、乱流火炎を微視的な層流火炎片の集合と考える⁽²⁰⁾。flameletモデルを採用した燃焼流のLESでは、実際の物理空間(変動流れ場の空間)におい

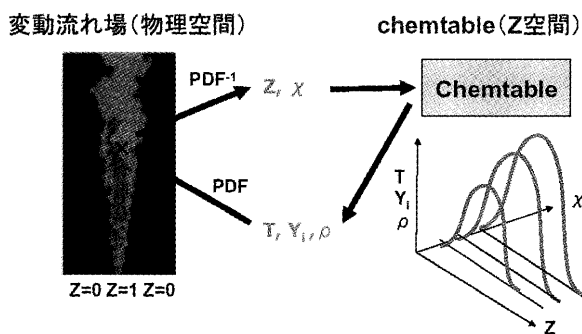


図6 flameletモデルの概要

ては連続の式(式(1))、NS方程式(式(2))および混合分率(燃料と酸化剤の質量混合割合) Z の輸送方程式:

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Z}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{Z} u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} D_z \frac{\partial \tilde{Z}}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial q_z}{\partial x_j}, \quad (5)$$

のみを解き、各位置における諸化学種濃度や温度の値はchemtable(もしくは、flameletライブラリ)と呼ばれるデータベースから抽出する。ここで、 D_z は Z の拡散係数、 q_z はサブグリッドスケール成分項である。その計算手順の概要を図6に示す。変動流れ場における温度や化学種濃度をchemtableから抽出するためのパラメータとしては混合分率 \tilde{Z} およびその消散率であるスカラー消散率:

$$\tilde{\chi} = 2D_z \nabla \tilde{Z} \cdot \nabla \tilde{Z}, \quad (6)$$

が用いられる。

一方、chemtableは様々な歪みを持つ火炎片の Z 空間における一次元物理量分布データから構成される。その作成方法としては、詳細化学反応(例えば、メタン(CH_4)反応では50種類の化学種と279の素反応)を考慮した層流対向流拡散火炎(図7)の一次元支配方程式を物理空間で解く方法と、 Z 空間に変換して解く方法とがある。いずれの解法も乱流拡散火炎の局所構造を近似するために Z と χ に関する火炎片のデータベースを作成するという点では同じであるが、計算負荷および収束性の観点から後者が採用される場合が多い。また、chemtableから抽出される諸化学種濃度や温度には乱流変動が考慮されていないため、変動流れ場との間でデータのやり取りを行う場合にはこの乱流変動の効果を何らかの確率密度関数(PDF)モデル(例えば、 β 関数など)を用いて考慮しなければならない(図5, 6参照)。chemtableの作成方法およびPDF関数の詳細については論文^(23, 24)に詳しいの

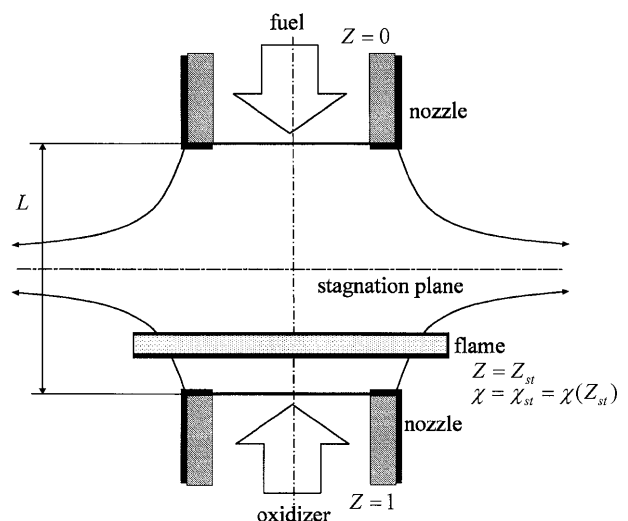


図7 層流対向流の概要

で参照されたい。

最近特に国内外で注目されているflameletモデルではあるが、火炎の局所消炎や再着火、さらには浮き上がり火炎を再現することが困難であるという問題点も指摘されている。通常、安定した火炎では、火炎片は上流の保炎領域では安定して存在するが、下流に向かうと安定して存在しなくなる。この時、flamelet法では、この不安定な火炎片が消炎に至るものと判断されるが、実際には温度履歴(非定常性)の影響により火炎片の温度はすぐには下がらずに反応が続く。つまり、上流側の火炎片の状態と下流側の火炎片の状態は Z と χ が同じであったとしても異なる場合があり、これが火炎の局所消炎や再着火に起因していると考えられるが、flamelet法では再現できない。

3.4 flamelet/progress-variableアプローチ

この問題を解決するため、最近、Pierce and Moin²³⁾は、変動流れ場とchemtableを関連付けるパラメータとして Z と χ の他にもう1つのパラメータ、すなわち反応進行変数(progress variable) C を加える方法を提案した。これをflamelet/progress-variableアプローチと呼ぶ。具体的には、変動流れ場において、連続の式(式(1))、NS方程式(式(2))、混合分率 Z の輸送方程式(式(5))、および C の輸送方程式:

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{C}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{C} \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} \tilde{D}_c \frac{\partial \tilde{C}}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial q_c}{\partial x_j} + \bar{\rho} \tilde{w}_c, \quad (7)$$

を解くことになる。ここで、 \tilde{D}_c は C の拡散係数、 q_c はサブグリッドスケール成分項、 \tilde{w}_c はフィルタリングされた反応生成項である。

C の選び方には任意性があり、燃焼流を特徴付ける何らかの物理量が選ばれるが、それは χ に対して一様な変化を示す物理量でなければならない。Pierce and Moin²³⁾は燃焼生成物に注目し、最終的な燃焼生成物である H_2O と CO_2 の質量分率の和($C = Y_P (=Y_{H_2O} + Y_{CO_2})$)を与えている。また、ごく最近、馬場・黒瀬²⁴⁾は C としてエンタルピー($C = h$)を採用する方法を提案している。ここで、 $C = Y_P$ の場合の \tilde{w}_c はchemtableから参照されるが、 $C = h$ の場合には $w_c = 0$ となる。なお、通常、flameletモデルとflamelet/progress-variableアプローチでは同一のchemtableを用いる。つまり、flameletモデル用に Z と χ に関して整理されたデータベースを用い、flamelet/progress-variableアプローチでは C を介して χ の値を再決定する。この操作により、実際には表現不可能な温度履歴(非定常性)の影響を仮想的に再現することが可能となる。

3.5 flameletモデルとflamelet/progress-variableアプローチのDNSによる検証

ここでは、flameletモデルとflamelet/progress-variableアプローチのガス燃焼流に対する精度検証を

行った例について概説する。本来、燃焼モデルはLESやRANSに用いられるが、これらの中で燃焼モデルを用いると乱流モデルの影響が加味されるため燃焼モデル自体の精度を正確に検証することができなくなる。そこで、馬場・黒瀬²⁴⁾は、二次元噴流拡散火炎のDNSにより精度検証を行っている。この中では、Arrhenius型の反応式を直接解く(以下、ARR法と呼ぶ)ことにより得られる解を真の値とみなしている。

計算領域の概略を図8に示す。対象とする燃焼流は噴流拡散火炎である。領域の大きさは $0.075\text{m} \times 0.03\text{m}$ の長方形二次元領域であり、領域を 500×200 点の不等間隔格子により分割する。燃料は中心に配置されたノズルから速度 15m/s で供給し、その両端から量論混合比の混合ガスを 15m/s で流すことにより拡散火炎を保炎している。燃料、酸化剤の温度は 300K とし、量論混合比の混合ガスには 2100K の温度を与えて着火させる。燃料ノズル幅は $1400\mu\text{m}$ 、量論混合比のガスが供給されるノズル幅は $200\mu\text{m}$ である。

燃料は蒸気のn-デカン($C_{10}H_{22}$)とし、燃焼反応はn-デカンの総括一段反応($C_{10}H_{22} + 15.5O_2 \rightarrow 11H_2O + 10CO_2$)を仮定する。また、比較のため使用するchemtableについても同じ総括一段反応を基に作成し、物性値の計算についてはCHEMKIN^{27), 28)}を使用する。ここではDNSを行うため、上述した支配方程式は全てフィルタリングが施されていないものを用いる。ARR法ではフィルタリングが施されていない式(1)-(4)を直接解くことにより解を求める。一方、flamelet法ではフィルタリングが施されていない式(1), (2), (5)を、flamelet/progress-variableアプローチではフィルタリングが施されていない式(1), (2), (5), (7)を解き、chemtableとリンクさせて解を求める。計算手法の詳細については論文²⁴⁾を参照されたい。以下、flamelet

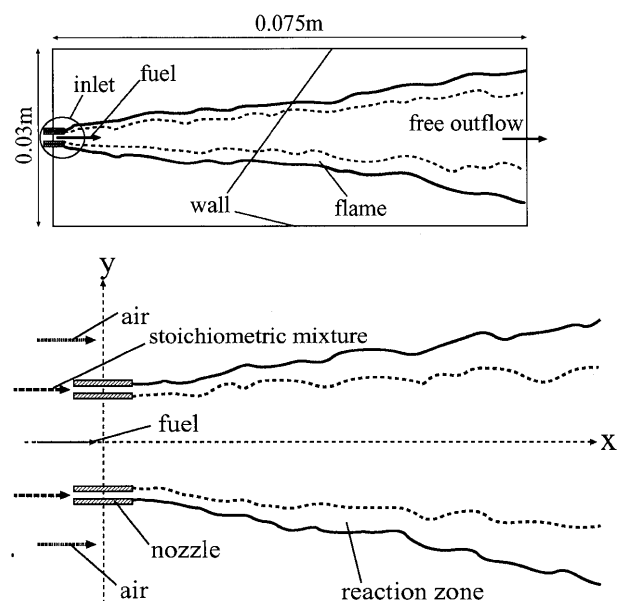


図8 計算領域(上)とバーナ出口近傍の条件(下)

法をSFM法, flamelet/progress-variableアプローチをFPVA-P法 ($C=Y_P$ の場合) もしくはFPVA-E法 ($C=h$ の場合) と呼ぶ。

図9にガス燃焼流の瞬間温度分布の比較を示す。図から, SFMでは火炎中心部の温度がARRに比べて極端に低く, 中温度領域があまり存在しないことがわかる。一方, FPVA-PおよびFPVA-EではARRに見られる火炎外縁部から火炎内部への緩やかな温度変化が比較的良く再現されている。これは, 大きな火炎伸張率を持つ火炎片がflamelet法では消炎するのに対して, flamelet/progress-variableアプローチでは消炎しないためであると考えられる。図10, 11に時間平均温度および温度の変動強度(RMS値)のスパン方向分布の比較を示す。図から, 定量的にもFPVA-PとFPVA-EはARRに近く, 馬場・黒瀬^[20]が提案したFPVA-Eが実現現象を最も良く再現していることがわかる。

4. 噴霧燃焼のLES

4.1 研究状況

ガス燃焼に比べて, 噴霧燃焼のDNSやLESに関する研究例はさらに少ない。著者の知る限りでは, DNSはReveillon (CNRS) らのグループ^[29, 33]と著者らのグループ^[31, 34]のみ, LESはMoin (CTR, CITS) らのグループ^[35, 36], Poinso

(CERFACS) らのグループ^[37], 大島らのグループ^[38], そして著者らのグループ^[39, 40]のみである。現在, DNSで主な研究テーマとなっているのは, 噴霧燃焼の燃焼形態および液滴群燃焼機構^[41, 42]の解明である。しかし, 計算機性能の限界から現状のDNSは全て二次元の小さな領域を対象としているため, その三次元挙動を追うことができず, 全容解明には至っていない。一方, LESについては, 噴霧燃焼機構よりは, 未だコードの開発および高精度化に関する研究に重点がおかれている段階である^[36]。著者の理解では, モデリングの観点からLESの課題は, (1)分散粒子挙動のモデリング, (2)気相燃焼のモデリング, および(3)計算速度の高速化, の3つに大別される^[43]。特に, (1)に関しては液体燃料の微粒化, 液滴の分裂, 衝突, および蒸発のモデリング^[38, 44, 46], (2)に関しては第3章で説明したflameletモデルの高精度化^[14, 34], および(3)に関してはパーセルモデルと並列計算によるCPU負荷の平滑化^[38, 44, 45]が重点的に研究されている。

4.2 flamelet/progress-variableアプローチの適用例

flameletモデルは, その重要な指標である混合分率 Z が保存量であるという仮定の基で導出されている。しかし, 噴霧燃焼では燃料が液滴分散相から気相へと輸送されるため, 気相から見れば Z は保存量とはならない^[33]。つまり, 厳密に言えば, flameletモデルは本来, 噴霧燃焼に適用できるものではない。しかし, 実用化の観点からは, それを承知の上で適用性についての検討を進める必要がある。

図12に著者らが実施した噴霧噴流火炎の三次元LES結果を示す^[11, 49]。対象としたのは赤松らのグループで従来から研究対象とされてきた予混合噴霧噴流火炎である^[47, 48]。このバーナは非旋回三重管構造を有し, 中心管から噴霧と空気の混合物が, 二次管から着火用水素が, 三次管から空気が吹き出される (それぞれの内径半径は26.35mm, 28.35mm, 40.45mm)。中心管からの噴霧は,

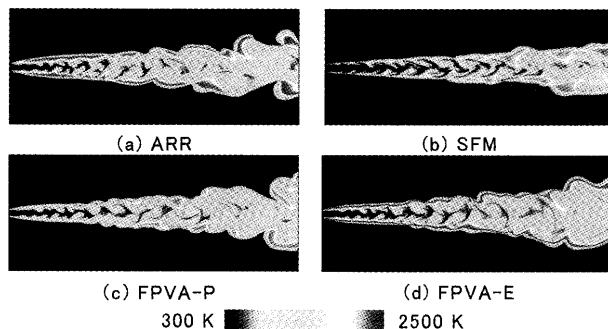


図9 ガス燃焼流の瞬間温度分布の比較

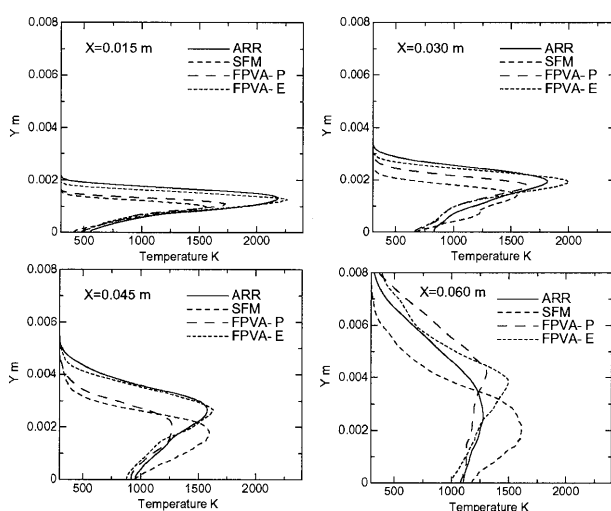


図10 時間平均温度のスパン方向分布の比較

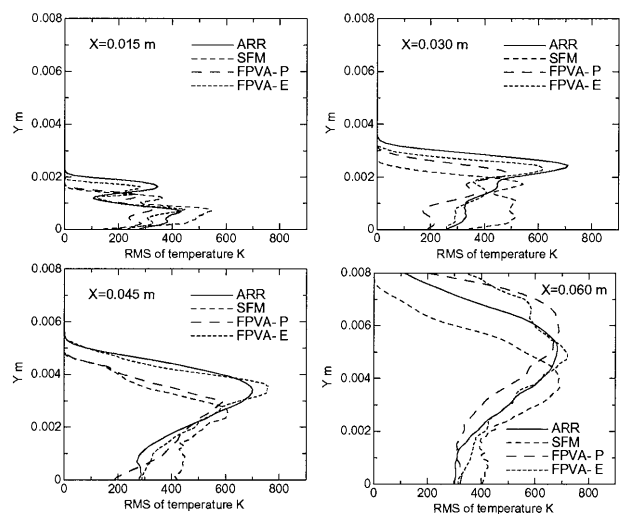


図11 温度の変動強度 (RMS値) のスパン方向分布の比較

噴霧器とバーナ出口までの距離を十分に長くとることにより、空気と良く混合された状態で放出される（これを予混合噴霧と呼ぶ）。従って、LESを実施するうえでは、上述した液体燃料の微粒化現象を考慮しなくても良いという利点がある。本LESでは、乱流モデルにダイナミックスマゴリンスキモデルを、燃焼モデルにflamelet/progress-variableアプローチ ($C=Y_P$) を採用している。また、格子数は主流、半径、および周方向にそれぞれ、272, 128, 96であり、パーセルモデルを用いて約70万個の液滴粒子をラグランジュ的に追跡している。なお、この際、流れ挙動と粒子挙動の計算時間は同程度であった。紙面の制約上、ここでは液滴と気相のカップリングを考慮した燃焼流のLESのための支配方程式、および粒子の運動方程式の記述は割愛する。詳細は文献^{[3], [30], [39]}などを参照されたい。

図からわかるように、LESにより得られた火炎や噴霧の挙動は実験値と可視化的には良く一致している。しかし、流速や液滴径の分布を計算値と実験値で定量的に比較したところ、良好な一致は見られなかった（図は省略）。このような不一致の詳細な原因は現在のところ不明であるが、LESの高精度化のため、今後は、(1)flamelet/progress-variableアプローチ ($C=Y_P$) の改良、(2)輻射モデルの導入、(3)パーセルモデルの改良、および(4)部分予混合燃焼モデルの導入、などの課題を解決していく必要があると思われる。これらの課題を三次元LESにより検討することは困難であるため、現在、著者らは二次元DNSによる研究から取り組んでいる。以下に、これらに関するこれまでの研究成果を簡単に述べる。

(1)flamelet/progress-variableアプローチの改良

Pierce and Moin^[3]が考案したflamelet/progress-variableアプローチ ($C=Y_P$, つまり反応進行変数として燃焼生成物を採用) では、気相のエネルギー保存方

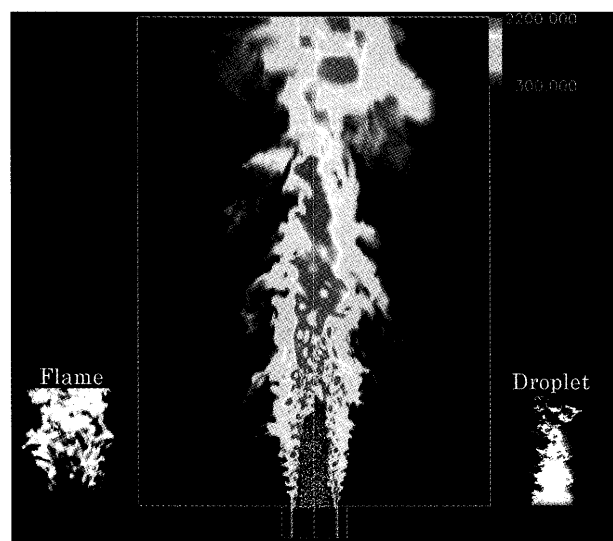


図12 噴霧噴流火炎の三次元LESと実験の比較

式を物理空間では直接解かないので、液滴と気相の熱交換プロセスを考慮することができない。つまり、低温の液滴やその蒸発潜熱が火炎温度に及ぼす影響、および蒸発に伴う液滴から気相へのエンタルピの移動を考慮することができない。これらを考慮するためには、馬場・黒瀬^[30]が提案したflamelet/progress-variableアプローチ ($C=h$, エンタルピを使用) を採用する必要がある。

上述した3.5節と同様の燃焼モデル検証を二次元噴霧噴流火炎に対して行った際の噴霧燃焼流（図13参照）の瞬間温度分布の比較を図14に、また、時間平均温度および温度の変動強度（RMS値）のスパン方向分布の比較を図15, 16にそれぞれ示す^{[30], [34]}。計算領域および計算条件は二次元噴流拡散火炎の場合と同様であるが（図8参照）、燃料はn-デカン ($C_{10}H_{22}$) の噴霧とし、噴霧液滴は蒸発して空気と混合するものとする。全ての図において、FPVA-EはARRに最も近く、その精度が優れていることがわかる。また、ガス燃焼ではFPVA-PとFPVA-Eの優位性にそれほど明確な違いはなかったが、噴霧燃焼ではFPVA-Eの精度が顕著に良いことがわかる。これは、FPVA-Eだけが液滴と気相の熱交換プロセスを考慮できることに起因する。

(2)輻射モデルの導入

気相中の輻射および液滴分散相-気相間の輻射は、計算負荷を大幅に増大させるとの理由から燃焼計算では無

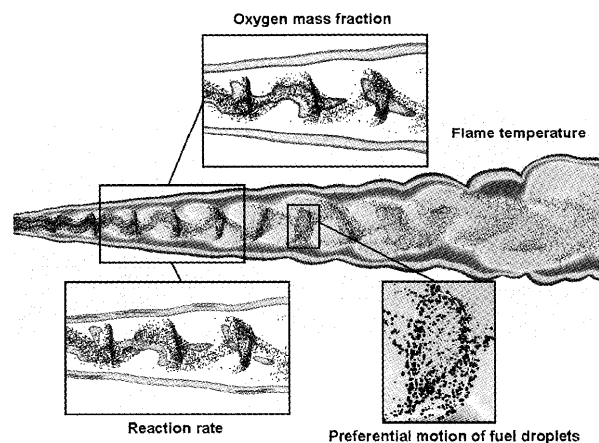


図13 二次元噴霧噴流火炎の挙動

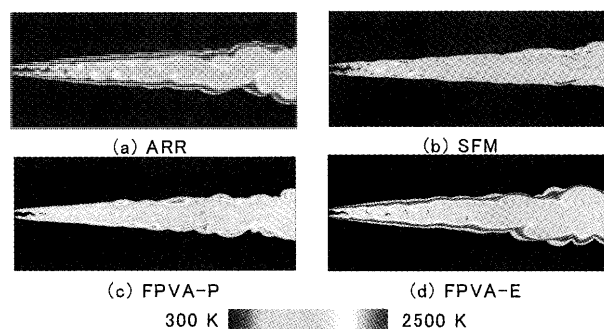


図14 噴霧燃焼流の瞬間温度分布の比較

視される場合が多い。この輻射の影響を明らかにするために実施した対向流噴霧火炎の二次元DNSの計算領域と火炎温度の計算結果を図17に、また、平均液滴径の中心軸上変化の比較を図18にそれぞれ示す^[3]。なお、輻射モデルとしては、Discrete Ordinate法^[5]を採用している。液滴は火炎に近づくにつれて径の小さなものから蒸発、消滅するため、その平均液滴径は実験値、計算値共に増大する傾向を示すが、輻射の効果を考慮した場合の方がより実験値に近い値を示すことがわかる。このことから、輻射の効果を考慮することの重要性がうかがえる。なお、本計算では、輻射の効果を考慮した場合の計算時間は考慮していない場合に比べて約2倍かかっている。

(3) パーセルモデルの改良

噴霧燃焼の数値シミュレーションでは、計算負荷を軽減させる目的で、火炎中の無数の液滴を全て追跡するかわりに、多数の液滴 (n個) を含んだ仮想的な液滴パーセルを追跡し、単滴の蒸発量を単純にn倍して、総蒸発

量を見積もることが多い。これを、パーセルモデルと呼ぶ。しかし、実際の液滴は個々に異なった挙動をするため、パーセルモデルでは、噴霧燃焼特有の挙動である群燃焼を正確に考慮することはできない^[3]。図19に上述した対向流噴霧火炎の温度分布に及ぼすパーセルモデルの影響を示す。図中のNparは1つのパーセル粒子が含む液滴数である。Nparが大きくなるほど、火炎温度が低下することがわかる。これは、粒子が存在する局所の格子に蒸発燃料が割り振られるため、その格子における蒸発濃度が局所的に飽和濃度に近づき、蒸発速度が抑制されるようになるためである。この問題を克服するためには、蒸発量を何らかの確率密度関数で空間的に分散させるようなモデルが必要であろう。

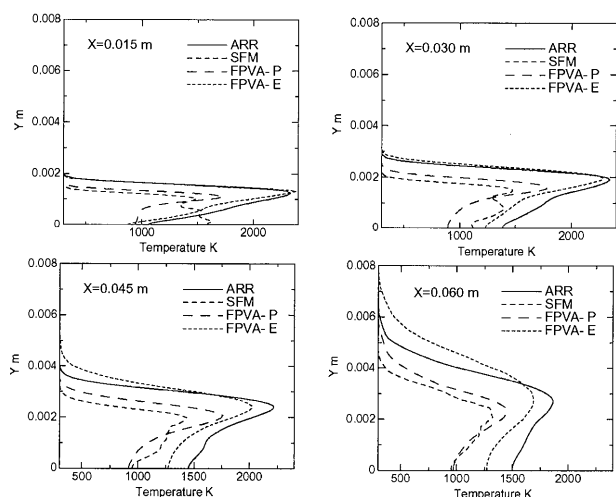


図15 時間平均温度のスパン方向分布の比較

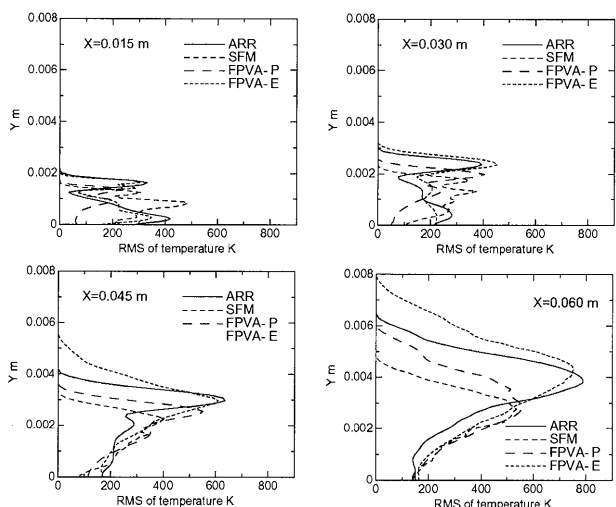


図16 温度の変動強度 (RMS値) のスパン方向分布の比較

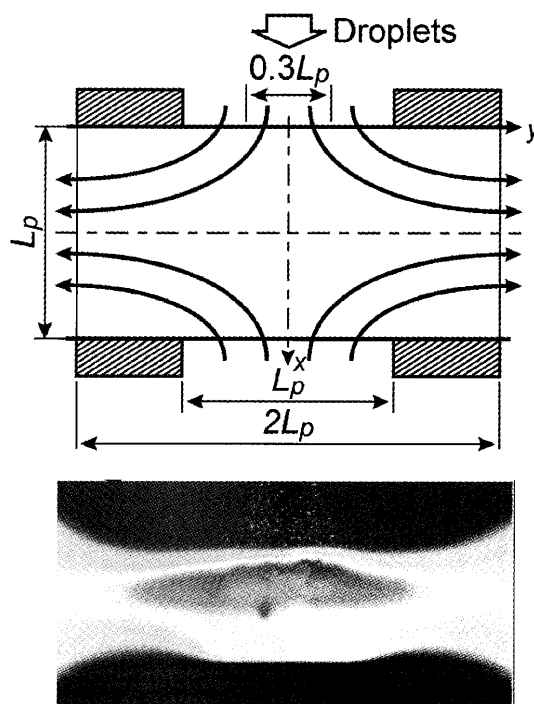


図17 対向流噴霧火炎のための計算領域 (上) と瞬間火炎温度分布の計算結果 (下)

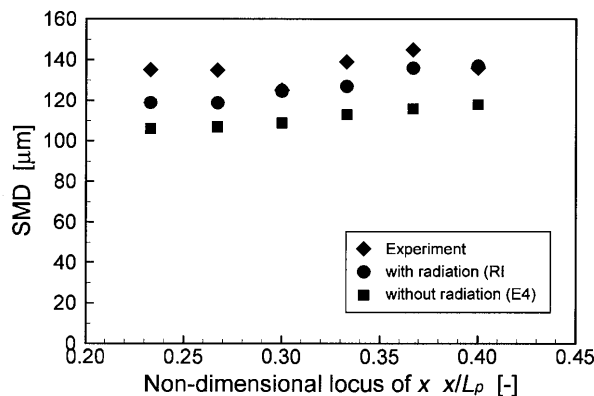


図18 平均液滴径の中心軸上変化の比較

(4)部分予混合燃焼モデルの導入

最近、噴霧火炎内では完全な拡散燃焼だけが進行しているのではなく、予混合燃焼領域が部分的に存在することが明らかになっている^{29,30}。従って、本来、拡散燃焼領域にしか適用できないflameletモデルだけで噴霧火炎を正確に再現しようとするのは本質的には不可能である。そこで、Baba and Kurose³¹は拡散燃焼領域と予混合燃焼領域が共存する浮き上がり噴霧火炎を対象に部分予混合燃焼モデルの考案に取り掛かっている。図20に二次元DNSにより得られた噴霧浮き上がり火炎の火炎温度およびFlame Indexの瞬間分布を示す。Flame Indexとは、拡散・予混合燃焼領域を判別するために提案されたインデックスであり、予混合燃焼領域では正值（赤色）を拡散燃焼領域では負値（青色）を示す³²。図から、予混合燃焼領域と拡散燃焼領域が明確に共存していることがわかる。ガス燃焼に関する部分予混合燃焼モデルはこれまでもいくつか報告されているので³³、まずはその噴霧燃焼への適用性から検討を進めていく必要がある。

以上のようなDNSから得られた知見を考慮し、著者は現在並行して三次元LESコードの高精度化にも取り組んでいる。

5. おわりに

本解説では、燃焼流のLESについて、著者らがこれまで行ってきた燃焼モデルに関する研究成果を中心に紹介した。これまで述べてきたように、発熱に関わる燃焼モデルについては近年数多くの研究が進められ、その信頼性もかなり向上してきたと言える。今後は、燃焼によって生成される汚染物質、つまりすすやNO_xなどの生成モデルに関する研究^{34,35}がもっと活発に行われるべきであろう。この際、すすのモデリングについては前駆体となるアセチレンや芳香族炭化水素のガス中濃度からすす

の数密度に変換する過程を如何に理論的に説明するかが、また、NO_xのモデリングについては反応速度が遅いため反応速度が速い燃焼速度の時間スケールと如何に関連付けるかが重要なポイントになるとと思われる。また、噴霧燃焼に関しては、液体燃料の微粒化挙動の解明およびモデリングが最も困難な課題であろう。噴霧燃焼の数値シミュレーションにおいて、初期設定入力条件に噴霧燃料のサイズ分布が必要になるのでは実用的とは言えない。さらに、最近、燃焼振動機構の解明やその予測に関する要求が高まっているが、このためには圧力変動を精度良くとらえるための新しい計算スキームを開発していく必要がある。

このように、まだまだ問題は数多く残されているが、近い将来、これらの問題が解決され、燃焼流のLESが様々な燃焼器の設計や最適操作条件の選定に少しでも役立つようになる日が来ることを期待する。最後に、緒言でも述べたが、LESの開発には高精度の実験値が不可欠である。この分野の発展には、実験屋と計算屋が互いに必要なデータや知見を共有し合える環境作りが最も重要であることを強調したい。

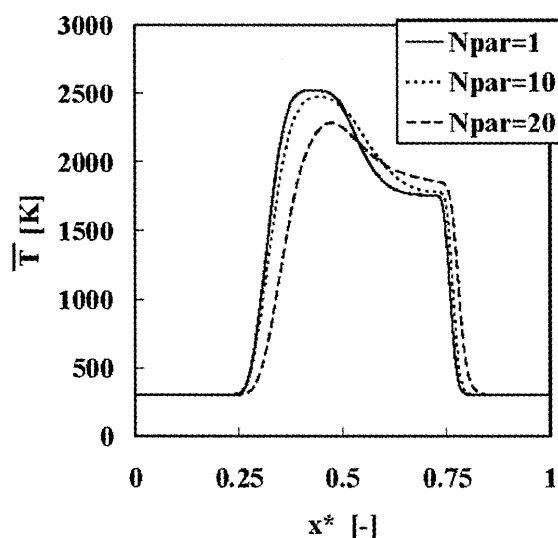


図19 時間平均炎温度分布に及ぼすパーセルモデルの影響

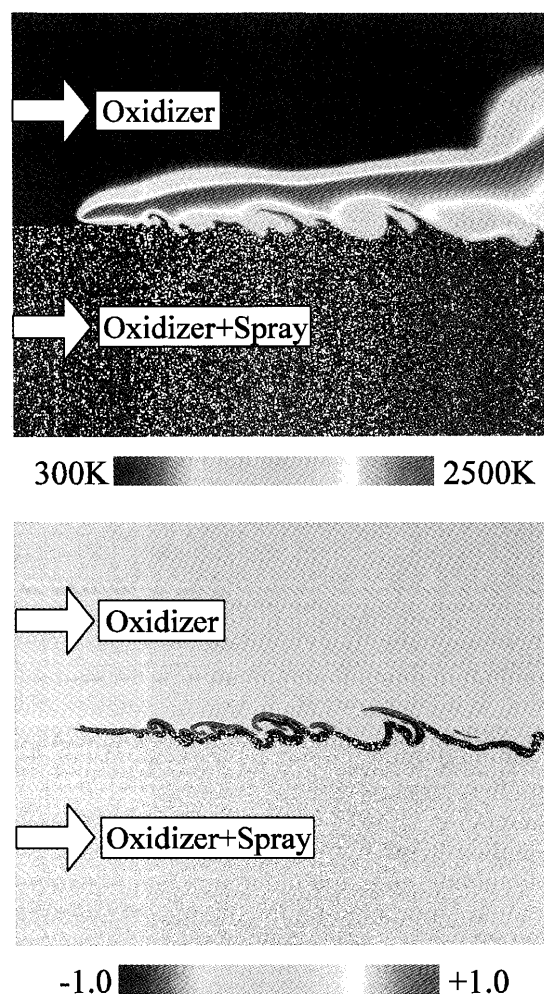


図20 浮き上がり噴霧火炎のDNSによる火炎温度（上）とFlame Index（下）の瞬間分布

謝 辞

本解説の執筆にあたり、(財)電力中央研究所 渡邊裕章氏、馬場雄也氏には多大なご助言とご協力をいただいた。また、本解説中で紹介した成果の多くは、(財)電力中央研究所 牧野尚夫氏、渡邊裕章氏、馬場雄也氏、大阪大学 赤松史光准教授、ならびにStanford Univ. (Center for Turbulence Research, CTR) Prof. Heinz Pitschとの研究によるものである。ここに記して謝意を表したい。

引用文献

- (1) Spalding, D. B., Proc. Combust. Inst., 13 (1971), p.649-657
- (2) Magnussen, B. F., Hjertager, B. H., Proc. Combust. Inst., 16 (1976), p.719-729
- (3) URL:<http://www.ca.sandia.gov/TNF/abstract.html>
- (4) 梶島岳夫, 乱流の数値シミュレーション, (1999), 養賢堂
- (5) 宮内敏雄ほか, 燃焼の数値計算, (2001), 日本機械学会
- (6) Kurose, R., Watanabe, H., Hwang, S., Tsuji, H., Proc. of Whither Turbulence Prediction and Control (WTPC), (2006), p.60-61
- (7) 渡邊裕章, 黒瀬良一, 小森 悟, 機論B編, 73 (2007), p.342-349
- (8) Kurose, R., Makino, H., Suzuki, A., Fuel, 83 (2004), p.693-703
- (9) Mahesh, K., Constantinescu, G., Moin, P., J. Comp. Phys., 197 (2004), p.215-240
- (10) Launder, B. E., Spalding, D. B., Comp. Meth. Appl. Mech. Eng., 3 (1974), p.269-289
- (11) URL:<http://www.fluid.me.kyoto-u.ac.jp> の“研究内容”においてBEACH炉内コールドフローのLESおよび噴霧火炎のLESに関する動画を見ることができる。
- (12) Germano, M., Piomelli, U., Moin, P., Cabot, W. H., Phys. Fluids, 3 (1991), p.1760-1765
- (13) Moin, P., Squires, K., Cabot, W., Lee, S., Phys. Fluids, 3 (1991), p.2746-2757
- (14) 馬場雄也, 黒瀬良一, 機論B編, 73 (2007), p.863-870.
- (15) Desjardin, p. E., Frankel, S. H., Phys. Fluids, 10 (1998), p.2298-2314
- (16) Kurose, R., Makino, H., Michioka, T., Komori, S., Combust. Flame, 127 (2001), p.2159-2165
- (17) Bilger, R. W., Phys. Fluids, A5 (1993), p.436-444
- (18) Klimenko, A. Y., Fluid Dyn., 25 (1990), p.446-448
- (19) Pope, S. B., Prog. Energy Combust. Sci., 11 (1985), p.119-192
- (20) Peters, N., Proc. Combust. Inst., 21 (1986), p.1231-1250
- (21) Peters, N., Turbulent combustion, (2000), Cambridge University press
- (22) Pitsch, H., Ann. Rev. Fluid Mech., 38 (2006), p.453-482
- (23) 馬場雄也, 黒瀬良一, 赤松史光, 機論B編, 72 (2006), p.2033-2040
- (24) Pitsch, H., Steiner, H., Phys. Fluids, 12 (2000), p.2541-2554
- (25) Pierce, C. P., Moin, P., J. Fluid Mech., 504 (2004), p.73-97
- (26) 馬場雄也, 黒瀬良一, 機論B編, 73 (2007), p.357-364
- (27) Kee, R. J., Dixon-Lewis, G., Warnaz, J., Coltrin, M., Miller, J. A., Sandia Report, SAND86-8246 (1986)
- (28) Kee, R. J., Rupley, F. M., Miller, J. A., Sandia Report, SAND89-8009B (1989)
- (29) Domingo, P., Vervisch, L., Reveillon, J., Combust. Flame, 140 (2005), p.172-195
- (30) Reveillon, J., Vervisch, L., J. Fluid Mech., 537 (2005), p.317-347
- (31) Nakamura, M., Akamatsu, F., Kurose, R., Katsuki, M., Phys. Fluids, 17 (2005), 123301.
- (32) Watanabe, H., Kurose, R., Hwang, H.-S., Akamatsu, F., Combust. Flame, 148 (2007), p.234-248
- (33) Watanabe, H., Kurose, R., Komori, S., Pitsch, H., Combust. Flame, submitted.
- (34) Baba, Y., Kurose, R., J. Fluid Mech., submitted.
- (35) URL:<http://www.stanford.edu/group/ctr/and> <http://www.stanford.edu/group/cits/>
- (36) Ham, F., Apte, S., Iaccarino, G., Wu, X., Herrmann, M., Constantinescu, G., Mahesh, K., Moin, P., CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, (2003), p.139-160
- (37) URL:<http://www.cerfacs.fr/cfd/>
- (38) Itoh, Y., Oshima, N., Itoh, H., Proc. of ASME-JSME Thermal Engineering Summer Heat Transfer Conference, Vancouver, British Columbia, Canada, 2007, to appear.
- (39) Kurose, R., Makino, H., Combust. Flame, 135 (2003), p.1-16
- (40) Kurose, R., Desjardins, O., Nakamura, M., Akamatsu, F., Pitsch, H., CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, (2004), p.269-280
- (41) Chiu, H. H., Liu, T. M., Combust. Sci. Technol., 17 (1977), p.127-131
- (42) Chiu, H. H., Kim, H. Y., Croke, E. J., Proc. Combust. Inst., 19 (1982), p.971-980
- (43) 黒瀬良一, 粉体工学学会誌, 42 (2005), p.271-274
- (44) Apte, S. V., Gorokhovski, M., Moin, P., Int. J. Multiphase Flow, 29 (2003), p.1503-1522
- (45) Apte, S. V., Mahesh, K., Moin, P., Oefelein, J. C., Int. J. Multiphase Flow, 29 (2003), p.1311-1331
- (46) Kim, D., Desjardins, O., Herrmann, M., Moin, P., CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, (2006), p.185-195
- (47) Akamatsu, F., Mizutani, Y., Katsuki, M., Tsushima, S., Cho, Y. D., Proc. Combust. Inst., 26 (1996), p.1723-1729
- (48) Akamatsu, F., Mizutani, Y., Katsuki, M., Tsushima, S., Cho, Y. D., Nakabe, K., Atomization and Sprays, 7 (1997), p.199-218
- (49) 道岡武信, 黒瀬良一, 機論B編, 73 (2007), p.1-8
- (50) W. A., Fiveland, J. Thermophysics, 2 (1988), p.309-316
- (51) Baba, Y., Kurose, R., Proc. of International Colloquium on The Dynamics of Explosion and Reaction Systems (ICDERS), Poitiers, France, 2007, to appear.
- (52) Yamashita, H., Shimada, M., Takeno, T., Proc. Combust. Inst., 26 (1996), p.27-34
- (53) Domingo, P., Vervisch, L., Bray, K., Combust. Theory Modelling, 6 (2002), p.529-551
- (54) Watanabe, H., Kurose, R., Komori, S., Pitsch, H., Proc. of the CTR Summer Program, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, (2006), p.325-336
- (55) 渡邊裕章, 黒瀬良一, 小森 悟, Heinz Pitsch, 機論B編, 印刷中
- (56) 瀧澤 亮, 中島卓司, Akter Hosssain, 大島伸行, 第20回数値流体力学シンポジウム講演集, (2006), CD-ROM

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

FLUENTとANSYS CFXによるLES応用事例

坪井 一正*¹
TSUBOI Kazumasa横山 洋一*²
YOKOYAMA Yoichi

キーワード：CFD, LES, DES, 燃焼, FLUENT, CFX

1. 緒言

2006年にFluent社がANSYSグループに加わった結果、ANSYSグループはFLUENTとANSYS CFXという2つの汎用熱流体ソフトを所有する事になった。両ソフトは、それぞれ独自の開発経緯を辿ってきたが、豊富なモデルを搭載している点では、どちらも汎用ソフトとしての地位を確立している。本稿では、FLUENTとANSYS CFXの各ソフトについて、最初に概略を紹介し、次にLES関連機能と事例を紹介する。

2. FLUENT

2.1 FLUENT紹介

FLUENTは、米国Fluent社が開発した有限体積法による汎用熱流体解析コードで、非圧縮性流体（低速）から圧縮性流体（遷音速、超音速、極超音速）までの全速度領域における熱流動解析に対応した熱流体解析ソルバーである。その特徴は、用途に応じた圧力ベース/密度ベースソルバーの切り替え、層流、遷移流、乱流、各種の伝熱、燃焼・化学反応、混相流などの豊富な物理モデルの搭載、格子の移動・変形機能 (MDM) などの複雑な流動現象の解析に適用できる点にある。メッシュについては、構造格子/非構造格子/ハイブリッドによる多様なメッシュに柔軟に対応しており、最新バージョンのFLUENT 6.3では多面体セルも利用可能である。また、計算精度向上のため、計算結果から解に適合したメッシュの最適化を行う解適合格子生成機能も装備している。

2.2 LES関連モデルの概略と事例

2.2.1 LES機能 FLUENTのLES機能には、3つのサブグリッドスケール (SGS) 渦粘性モデルが搭載されている。Smagorinsky-Lillyモデルは一般的に広く使われており、特に動的モデルでは層流遷移にも対応できる。WALE (Wall-Adapting Local Eddy-Viscosity) モデルは、Smagorinsky-

Lillyモデルで使われる減衰関数を使わずに、壁面効果を反映できる。動的SGSエネルギー輸送モデルは、SGS成分の運動エネルギー輸送方程式を解く1方程式モデルである。また、動的Smagorinsky-Lillyモデルと動的SGSエネルギー輸送モデルでは、ソルバー内部でモデル定数を求めるため、ユーザーが入力する必要はない。

また、LESの計算時間短縮と安定性確保のため、FLUENTには豊富な数値解析機能が搭載されている。無反復時間進行 (NITA) 法は時間精度を下げることなく、各時間ステップ内の反復計算を必要としない手法で、非定常計算時間を大幅に短縮できる。有界中心差分 (BCD) 法は、通常の中差分法では非物理的な解の振動が生じるケースに有効で、計算を安定して進めることができる。

このようなLES機能を燃焼計算に適用することは、昨今の計算機の高速化に伴い、レイノルズ平均ナビエストークス (RANS) モデルでは限界のあった自由噴流や旋回流の予測精度を向上し、RANSに代わる反応流モデリングとして注目を集めている。そこで、乱流燃焼計算の検証課題として広く知られているサンディア研究所のFlame Dに対し、FLUENTのLES機能を適用した事例を紹介する。これは、部分予混合のメタン-空気噴流と点火パイロットで構成されている。SGS渦粘性モデルには動的Smagorinsky-Lillyモデルを用い、19化学種の反応を考慮した解析を行っている。さらに、計算時間削減を目的として、反応計算を飛躍的に加速するISAT (In-Situ Adaptive Tabulation)⁽¹⁾を用いている。図1に瞬時の温度分布を、図2に実測値と比較した平均および



図1 瞬時の温度分布

原稿受付 2007年5月11日

*1 フルーエント・アジアパシフィック(株) 技術部
〒160-0023 東京都新宿区西新宿6-10-1
日土地西新宿ビル18F

*2 アンシス株式会社 エンジニアリングサービス

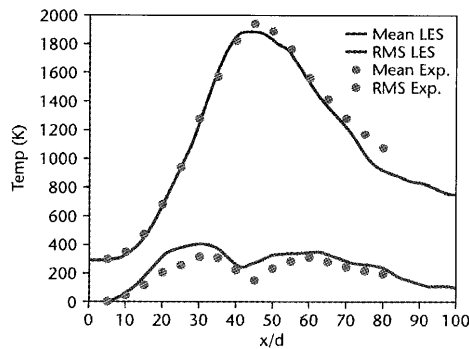


図2 平均・RMS温度の軸方向分布

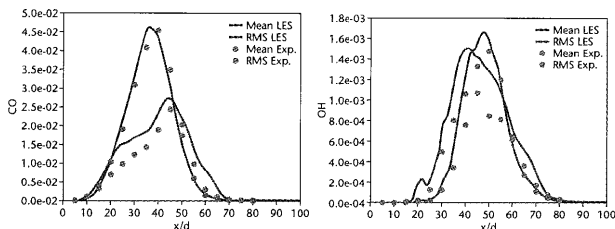


図3 平均・RMS CO (左) とOH (右) の軸方向分布

RMS温度の軸方向分布を示す。最高温度位置が実測値と良く一致しており、混合速度が正しく予測されていることが分かる。図3には、COおよびOHの軸方向分布を実測値と比較したものを示す。予測の難しい中間生成物に対しても、FLUENTのLES機能により予測可能であることが分かる。

次に、旋回噴流に対するFLUENTのLES機能の有用性を見るため、LESの動的Smagorinsky-Lillyモデルを使って、旋回付き同軸噴射燃焼器⁽²⁾を解析した事例⁽³⁾を示す。図4と図5に瞬時の化学種濃度分布を、図6には濃度分布を実験値と比較したものを示す。実験値との比較から、LES解析により、平均化学種濃度だけではなく、燃焼計算で重要となるRMS化学種濃度についても精度良く予測できることが分かる。

LES解析事例の最後は、バーナ入口から計算初期はメタン-空気を予混合状態で供給し、時間経過とともにメタンから水素に燃料の種類を変え、逆火が発生する現象である。このような複雑な現象に対しても、米国国立エネルギー技術研究所の協力のもと、LES機能の有効性を確認しているところである。図7には、火炎面と温度分

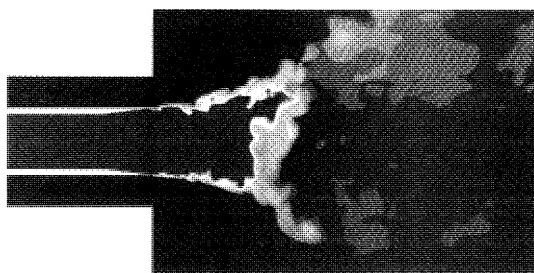


図4 瞬時化学種濃度分布 (側面)

布を時間経過とともに示している。RANS系の乱流モデルでは計算する事が難しい水素の増加に伴う逆火現象が、LESにより捉えられている。

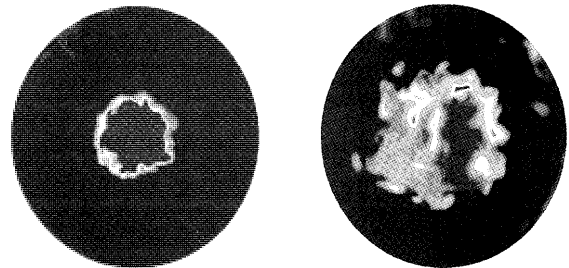


図5 ジェット膨張部から軸方向25mm (左) と51mm (右) 断面の瞬時化学種濃度分布

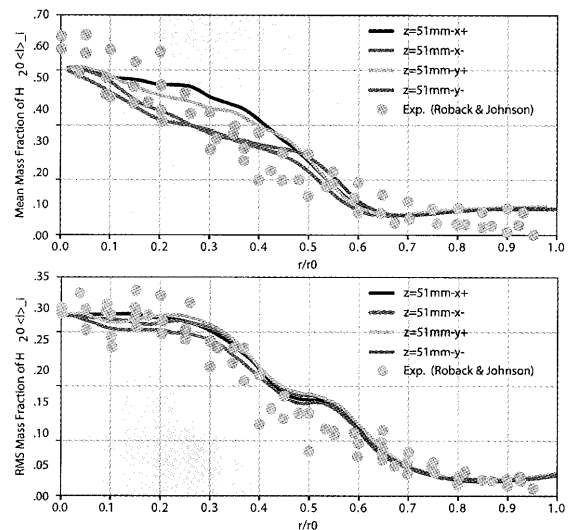
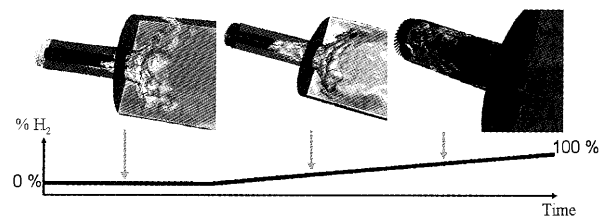


図6 軸方向51mm断面の平均・RMS化学種濃度

図7 温度分布と火炎面
(資料提供：米国国立エネルギー技術研究所)

2.2.2 領域ハイブリッド型 自動車の車体後部にできる剥離の予測精度は、LESの方がRANSモデルよりも優れている。しかし、境界層での流体挙動を見積もる上で、LES解析では計算コストの増加が避けられない。そこで、RANSとLESの適用領域を分けた領域ハイブリッド型の手法が提案されている。

車体後部に大きな剥離が存在するAhmed車体⁽⁴⁾に対し、RANS (V2F) モデルとLESの領域ハイブリッド型手法

を適用して、大規模剥離の予測精度を検証した事例を紹介する。図8に、RANSモデルとLESで計算する各領域とメッシュを示す。解析は、最初にV2Fモデルによる定常計算を行い、その後で車体後部領域に対してLES計算を行った。図9では、車体後部の傾斜面上の中心線における主流方向の圧力係数分布について、RANSモデル(RANS)と領域ハイブリッド型(RANS/LES)の結果と実験値⁽⁵⁾を比較している。LES計算の圧力係数分布は実験値と良く一致しており、車体後部のはく離や渦構造を精度良く捉えていることが分かる。

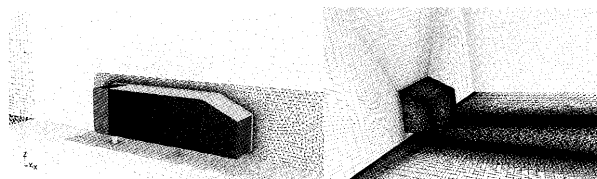


図8 RANS (左) とLES (右) 計算で使った領域と格子

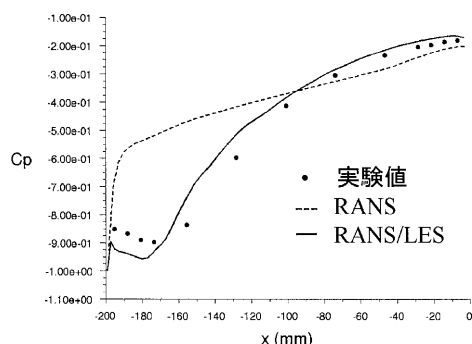


図9 車体後部傾斜面上の圧力係数分布

2.2.3 DES解析 ハイブリッド型の別アプローチとして、RANSとLESを組み合わせたDES (Detached Eddy Simulation) は良く知られている。FLUENTにもDES機能が搭載されており、Spalart-Allmarasモデル、Realizable $k-\varepsilon$ モデル、SST (Shear Stress Transport) $k-\omega$ モデルの3つのRANSモデルからLESとの組み合わせが選択できる。

FLUENTのDES機能は、高レイノルズ数の様々な流れ場に対して妥当性が検証されているが、その中でキャビティの空力騒音問題に対し、RANSモデルにはSpalart-Allmarasモデルを、SGSモデルには動的Smagorinsky-Lillyモデルを用いた事例を紹介する。キャビティには、キャビティ終端の圧力振動と、先端部から発生する渦による2つの騒音発生機構があるが、図10に示した壁面の騒音源強度と渦構造から、2つの騒音発生機構が捉えられている事がわかる。また、実験⁽⁶⁾ではRossiterモードとして知られている4つのモードが計測されているが、図11に示すように、DES解析により捉えられたキャビティ天井部のRMS圧力は、実験値と良く一致している。また、図12には、キャビティ下流における音圧レベルを実験値と比較している。非定常RANS

(URANS) では捉えられない高周波成分が、DESでは捉えられていることが分かる。

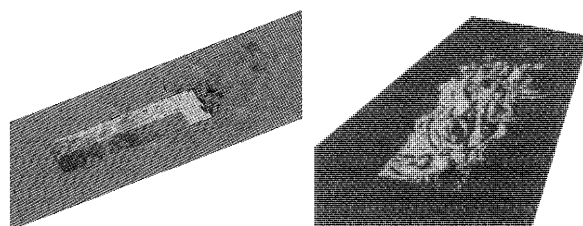


図10 壁面の騒音源強度 (左) と渦構造 (右)

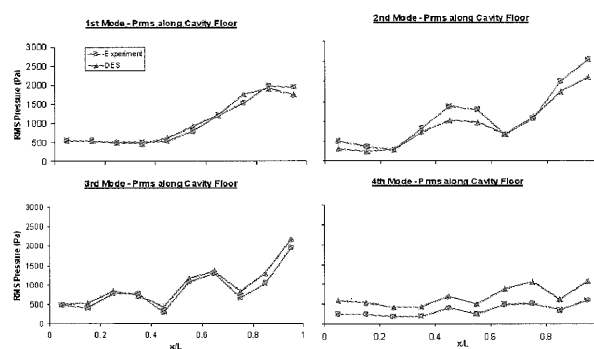


図11 RMS圧力変動の各モード

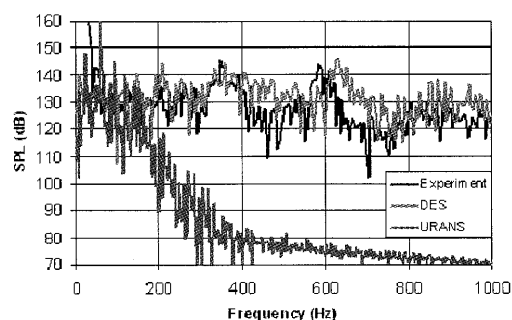


図12 キャビティ後方の音圧レベル

3. ANSYS CFX

3.1 ANSYS CFX紹介

ANSYS CFXは、米国ANSYS社が提供する、有限体積法による汎用熱流体解析ソフトウェアである。従来AEA Technology社で開発されてきたCFX-4の多様な物理モデルと、CFX-TASCflowの代数マルチグリッド連成ソルバー技術を兼ね備え、構造、非構造、ハイブリッドの多様なメッシュ要素に対応している。

2003年にCFXがANSYS社の製品群に加わったことで、CFXは、形状生成からポストプロセスまでを統合したANSYS Workbenchという環境で利用できるようになった。また、ANSYSによる構造解析ツールと組み合わせることで、流体構造連成解析も容易に設定できるようになっている。更に、CFX-TASCflowが回転機械に特化して開発されてきた経緯や、翼列周りの専用メッシュ作成ツールやターボ機械専用プリ・ポストプロセスモ

ジュールにより、ANSYS CFXは回転機械業界において幅広く使われている。

乱流モデルの開発においては、SST (Shear Stress Transport) モデルなどの開発者であるFlorian Menterが中心となり、先進的なモデルが、それらの特徴を生かした形でソフトウェアに取り込まれている。

3.2 LES関連モデルの概略と事例

3.2.1 LES機能 ANSYS CFXは、LESのサブグリッドスケールモデルとして、Smagorinskyモデル、動的 (Dynamic) モデル、およびWALEモデルを搭載している。これらのうち、Smagorinskyモデルについては、そのCFXへの適用における計算性能の評価を目的として、1998年から3年半にわたり、ヨーロッパ共同体のプロジェクトALESSIA (Application of Large Eddy Simulation to the Solution of Industrial Problems) においてその検証が行われた。図13にその対象の1つであるサイクロンの形状および底部での軸方向速度成分の解析結果を示す。こうしたアプリケーションの流れは、非定常でコヒーレントな構造を持つことから、通常RANSモデルでの予測は困難とされているが、LES解析により良好な速度分布の予測が実現されている。また、2次元円柱後流の予測を図14に示す。図14右の速度分布予測からは、LES解析の結果はDNSによる結果と比較しても遜色ないことがわかる。

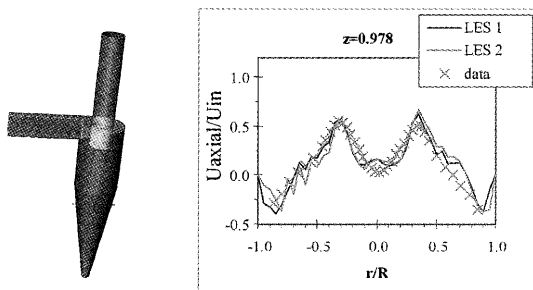


図13 サイクロン形状 (左) および軸方向速度成分 (右)
(Courtesy of the European ProjectAlessia, Data from J. Derksen, TU Delft)

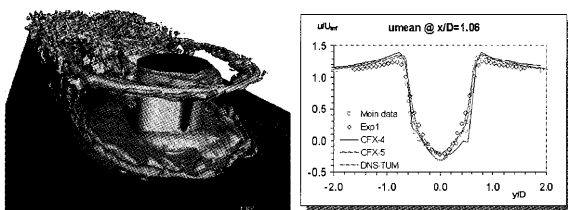


図14 円柱後流の乱流構造 (左) および速度分布 (右)
(Courtesy of FIAT Research Centre and the European ProjectAlessia)

3.2.2 DES解析 前項で述べたように、LESの有用性はCFXのような汎用コードにおいても早くから認識されていた。一方で、その特性を生かすためのメッシュの細かさなどからくる計算コストをいかに低減するかが、産業界での利用を推し進める上での課題の一つとして浮かび上がってきた。こうした計算コスト低減の必要性は特に、極めて細かいメッシュを用いなければならない高レイノルズ数流れの境界層において顕著である。

一方で、乱流を誘起する構造物の大きさと同程度の乱流スケールをもつような、大規模な離領域においては、LESを用いても乱流構造の解像を充分現実的な計算コストで行うことが可能である。こうした観察に基づき、Spalart⁽⁷⁾は、境界層あるいは小規模な離領域ではRANSを、自由せん断流れ領域および大規模な離領域ではLES型のモデルをそれぞれ利用する、DESモデルを提案している。Strelets⁽⁸⁾によるDESモデルでは、RANS/SSTモデル領域からLESモデル領域への切り替え位置を、RANSモデルによって予測される乱流長さスケールが局所メッシュサイズより大きくなる地点としており、これは、k方程式の消散項に対しリミッターをかけることで実現できる。しかしながら、この原形となるモデルでは、メッシュの細分化によりリミッターが境界層内部で有効となり、本来発生しない離が引き起こされる可能性がある⁽⁹⁾。こうしたメッシュ解像度に対する依存を低減するため、ANSYS CFXでは、このリミッターを修正し、SSTモデルのブレンド関数に基づく定式化を採用している。

図15に、2次元空力翼後縁近傍における離の予測の比較を示す。Streletsのモデルでは上流側にあった離の発生が、ANSYS CFXの修正モデルでは実測に近い下流側に移動し、また更なるメッシュの細分化を行った場合でもメッシュの影響が小さいことがわかる。

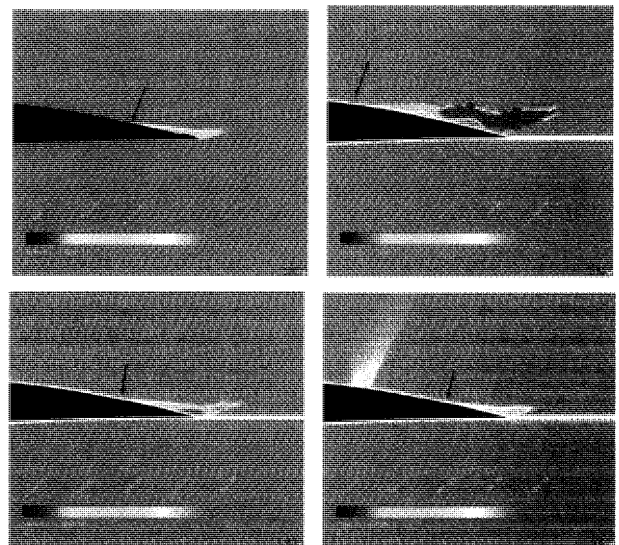


図15 空力翼後流における離の予測 (SST (左上), SST-DES Strelets (右上), SST-DES-CFX (左下), SST-DES-CFX with refined grid (右下))

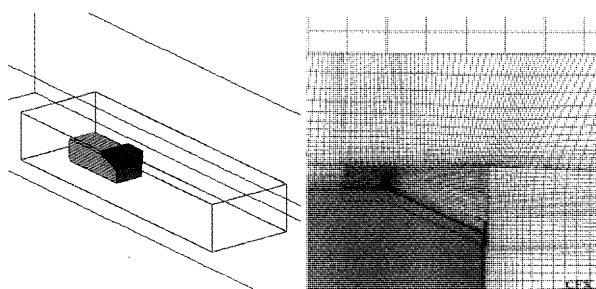


図16 Ahmed 車体によるDESの検証例(計算領域(左), 後背面近傍メッシュ(右))

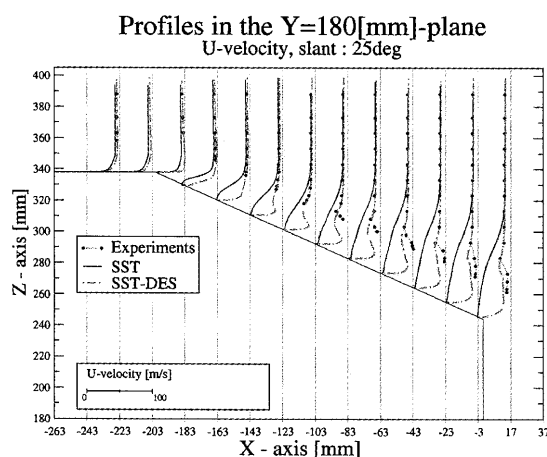


図17 Ahmed車体によるDESの検証例(傾斜面上速度分布)

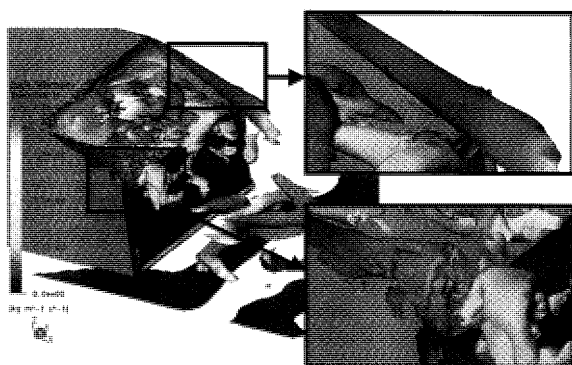


図18 Ahmed車体によるDESの検証例(乱流構造)

図16から図18に、ANSYS CFXのDESモデルをAhmed車体に適用し、はく離構造の予測を検証した例を示す。背面傾斜角は25°のケースを採用し、傾斜面近傍においてメッシュの細分化を行った。傾斜面上の速度分布はSSTに比べ実測に近いことがわかる。また、本ケースの条件では、旋回を有するはく離が傾斜面開始位置から車体両側に発生することが観察されているが、そうしたはく離構造も良好に捉えられている。

3.2.3 SAS解析 ANSYS CFXには他にSAS (Scale-Adaptive Simulation) モデルという乱流モデルも搭載されている^{(9),(11)}。これは、URANS (非定常RANS) をベースにしており、厳密にはLESやその派生モデルではない

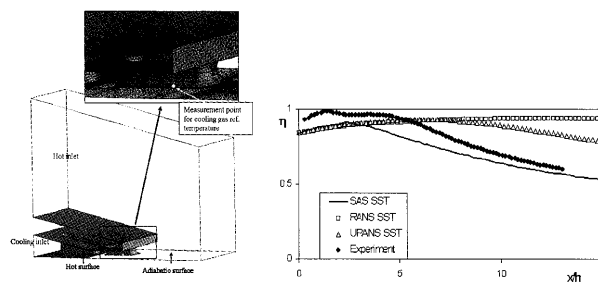


図19 タービン翼冷却解析(形状とメッシュ(左), 無次元温度分布(右))

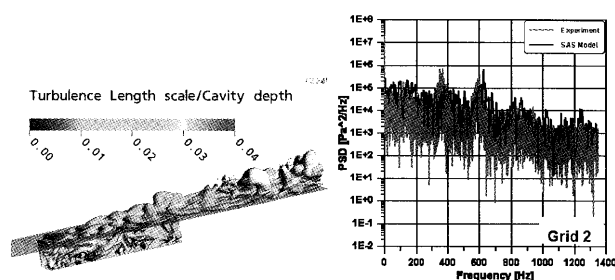


図20 キャビティ乱流構造(左)およびパワースペクトル密度(右)

が、LESやDESの制約や問題点に対処するための取り組みの一つとして簡単に紹介しておきたい。

SASはURANSを修正することにより、不安定な流れの条件下で乱流のスペクトラムを解像できるようにしたモデルである。その概念は、von Karmanの長さスケールの、乱流方程式への適用をベースにしている。この、von Karman長さスケールからの情報により、SASやDESモデルは解像された流れ構造に対し動的に適応し、非定常性の強い領域においてはLESのような挙動を示す。同時に、流れが安定した領域では標準のRANS機能に帰着する。

こうした背景をもつSASモデルは、LESやDESの代替としてだけでなく、従来のRANSモデルが不得手としてきたようなアプリケーションに対しても、有効に利用されることが期待される。そのようなケースの一例として、図19に、タービン翼後縁の冷却解析にSASを適用した検証例を示す⁽¹¹⁾。対象はMartiniら⁽¹²⁾によって測定されたAITEB (Aerothermal Investigations on Turbine Endwalls and Blades) のテストケースで、本ケースはMTU Aero EnginesのDr. Lutumによって検証された(EU-project AITEB, G4RD-CT-1999-00055)。図19(右)に、主流方向の無次元壁面温度分布を示す。この例では、温度の異なるガスが混合する領域に複雑な乱流構造が発生し、従来のSSTでは十分予測できなかったガスの混合が、SASにより捕らえられていることがわかる。

図20にSASをM219キャビティ⁽¹³⁾騒音解析はLESやDESの主要な利用目的の一つであるが、この分野でのSASの適用例として、検証例を示す⁽¹¹⁾。図20(右)に示された、

キャビティ底面の下流側壁面近傍におけるパワースペクトル密度分布からは、主要な音響モードが比較的良好に予測されていることがわかる。

4. 結言

LESによる解析は、数値計算機能の拡充と計算機性能の発達に加え、問題に応じたRANSモデルとのハイブリッドアプローチなど、本稿で紹介したモデル化手法により計算コストが減少し、実機を対象とした解析に使用されるようになってきている。また昨今では、LESの適用対象として、流体-構造連成解析も大変注目されている。このように、今後もLESの応用範囲の拡大、実機への適用増加が予想されることから、FLUENTおよびANSYS CFXのLES関連機能の拡充と開発を共同で行っている。また、構造解析ソフトANSYSをベースにFLUENTあるいはANSYS CFXを組み合わせた、一方向・両方向の連成解析機能を提供し、更に今後も最重要課題として改良・開発にグループを挙げて取り組む予定である。

参考文献

- (1) S. B. Pope., Combustion Theory and Modeling, 1:41-63, 1997
- (2) Roback, R. and Johnson, B. V., NASA CR-168252, 1983
- (3) S.-E. Kim, X., Zhu, and S. Orsino, Proceedings of ASME-FED : 2nd Symposium on Measurements and Modeling of Large-Scale Turbulent Structures, FEDSM 2005-77085, 2005
- (4) S.R. Ahmed, G. Ramm, G. Faltn; SAE Paper, no.840300, 1984
- (5) H. Lienhart, S. Becker; SAE Paper, no. 2003-01-0656, 2003
- (6) Experimental data provided by QinetiQ, funded by the UK MOD Applied Research Program.
- (7) Spalart, P.R., Jou, W.-H., Strelets, M. and Allmaras, S.R., Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES, Aug. 4-8, 1997, Ruston, LA. In Advances in DNS/LES, C. Liu & Z. Liu Eds., Greyden Press, Columbus, OH, 1997.
- (8) Strelets, M., Detached eddy simulation of massively separated flows, AIAA Paper 2001-0879, 2001.
- (9) Menter, F.R., Kuntz, M., Adaptation of eddy-viscosity turbulence models to unsteady separated flow behind vehicles, Proc. Conf. The Aerodynamics of Heavy Vehicles: Trucks, Busses and Trains, Asilomar, CA, 2002.
- (10) Menter, F.R., Kuntz, M. and Bender, R., A scale-adaptive simulation model for turbulent flow predictions, AIAA Paper 2003-0767, 2003.
- (11) Menter, F.R., Egorov, Y., A scale-adaptive simulation model using two-equation models, AIAA Paper 2005-1095, 2005.
- (12) Martini, P., Schultz, A., Whitney, C.F. and Lutum, E., Experimental and numerical investigation of trailing edge film cooling downstream of a slow with internal rib arrays, 5th European Turbomachinery, Conf., Prague, March 18-21, 2003.
- (13) Henshaw, M.J. de C., M219 cavity case, in Verification and validation data for computational unsteady aerodynamics, Tech Rep. RTO-TR-26, AC/323/ (AVT) TP/19, pp.453-472, 2000.

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

CFD-ACE+による乱流燃焼のラージエディシミュレーション

宮川 哲^{*1}
MIYAKAWA Akiraキーワード：CFD, LES, 乱流燃焼, 燃焼器, NO_x, 確率密度関数

1. はじめに

近年の数値解析技術の進歩と計算機能力の向上に伴い、高度な物理モデルを搭載した汎用ソフトウェアによる複雑な物理現象の数値シミュレーションや、PCクラスターに代表される比較的 low コストの並列処理システムによる計算時間の短縮化が可能となってきたことで、数値シミュレーションを製品設計・開発工程に積極的に利用しようとするニーズは急速に増えている。ガスタービン燃焼器の開発工程における数値シミュレーションとしては、Reynolds平均を施したNavier-Stokes方程式 (Reynolds Averaged Navier-Stokes equation, RANS) に乱流モデルを用いる解析手法が広く用いられてきた。このアプローチは計算時間・コストという点で優れており、燃焼器内部の温度、速度・圧力、発熱量、化学種濃度など多くの物理量の詳細分布情報を比較的短期間に得ることが出来るという長所がある反面、燃焼振動や吹き消え、逆火といった非定常性の強い物理現象の数値解析に対して不向きであり、実機の開発工程における燃焼騒音対策、NO_x, CO, CO₂低減といった要求仕様に対する数値予測精度が十分ではないという短所がある。RANSを用いず、空間に局在する渦を空間フィルタにてフィルタリングするLES (Large Eddy Simulation) は非定常解析に適しており、その工学的応用に関心が寄せられている。

CFD-ACE+は、CFD Research Corporation⁽¹⁾ (CFDRC, 本社：米国) が開発した有限体積法に基づく汎用熱流体解析ソフトウェアであり、熱流体現象のみならず、広範囲かつ複雑な工学問題の数値解析を可能にする先進的な機能が多数組み込まれている。特にLESを用いたガスタービン燃焼器内の乱流燃焼の数値解析においては、DOE (米国エネルギー省) や米国空軍、NASAの資金提供を受けCFDRC社による精力的な研究開発が行われてきた。現在は、ESI Group⁽²⁾ (本社：フランス) がCFD-ACE+のライセンスの提供・プロダクトの開発を行っているが、CFDRC社における物理モデルの研究開発も

継続して行われている。

本稿では、CFD-ACE+における乱流燃焼に特化した物理モデル・数値解析手法、CFD-ACE+の乱流燃焼解析への適用事例について紹介する。

2. CFD-ACE+の機能

2.1 CFD-ACE+パッケージの構成

CFD-ACE+の基本パッケージは、形状作成・計算格子生成を行うプリプロセッサCFD-GEOM、ユーザが指定する計算格子・計算条件をもとに数値計算を実行するソルバCFD-ACE-SOLVER、計算結果を可視化するポストプロセッサCFD-VIEWにて構成される (図1)。

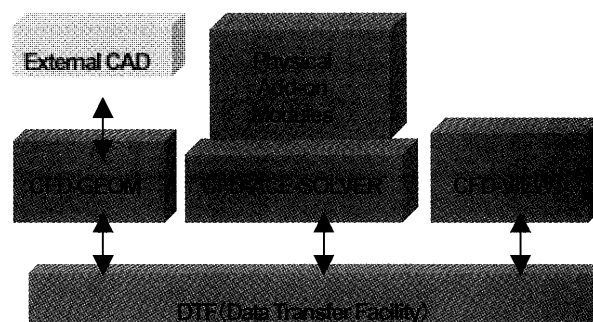


図1 CFD-ACE+パッケージの構成

プリプロセッサCFD-GEOMは、ACISカーネルによる3次元ソリッドモデリングをベースとした形状作成ツールを装備しており、複雑な形状を容易に作成することが可能である。また、ACIS, IGES, STL, DXF, NASTRANバルクデータなどの中間ファイルを介して、3次元CAD上で作成した形状をCFD-GEOMにインポートすることが可能である。計算格子生成では、IJK構造格子、非構造格子と構造・非構造格子のハイブリッド格子が作成可能である。

計算ソルバCFD-ACE-SOLVERは、流動、熱伝達・熱輻射、乱流、化学反応、燃焼、応力場、プラズマ、静電場、電磁場、自由表面、二相流、キャビテーション、バイオケミストリー、電気化学、スプレー、移動境界など、様々な現象に対応した物理モデルを装備しており、同一プラットフォーム

原稿受付 2007年5月24日

*1 株式会社ウェブフロント連成問題研究部

〒220-6112 横浜西区みなとみらい2-3-3

クイーンズタワーB12F

ム上で複数の物理現象の連成解析が可能となっている。

2.2 乱流解析モジュール (乱流モデル)

RANS:

渦粘性モデルを用いてRANSにおけるReynolds応力をモデル化する、渦粘性型モデルがCFD-ACE+には多数組み込まれている。Spalart-Allmarasモデルは、未知数となる渦粘性係数 ν_t の輸送方程式を直接モデル化するため、1方程式モデルに分類される。乱流エネルギー k と乱流消散率 ε を用いて渦粘性係数 ν_t を $C_\mu \times k^{3/2} / \varepsilon$ として表現し、 k と ε の2つの輸送方程式を別途モデル化する k - ε モデルとして、標準 k - ε 、RNG (ReNormalization Group theory) k - ε モデルなどを装備している。これらのモデルは十分に発達した乱流場を対象とする高レイノルズ数型モデルに分類されるが、壁近傍領域を直接には解かず、壁近傍の乱流特性を記述する壁関数を併用する。Two-Layer k - ε モデルを用いる点に特徴がある。

LES:

LESにおけるSGS (Sub-Grid Scale) 応力を渦粘性近似によってモデル化する、標準SmagorinskyモデルがCFD-ACE+に組み込まれている。また、標準Smagorinskyモデルにおけるモデル定数を動的に与えるDynamic SGSモデルやLocalized Dynamic SGSモデルを装備している。

2.3 化学反応解析モジュール

複数の化学種を取り扱う場合、CFD-ACE+では化学反応解析モジュールを使って相互拡散や反応を考慮することが可能である。化学種の比熱やエンタルピーは、JANNAF⁽³⁾の係数値を用いた温度依存を考慮し、燃焼に伴う反応熱はエンタルピーの変化から計算される。時定数が大きく異なるマルチステップの反応メカニズムに対しても、coupled solverを用いることにより計算を安定に収束させる事が可能である。

2.4 乱流—化学反応の相互作用のモデル化

CFD-ACE+ではマルチステップの反応メカニズムに対応したJoint PDF (Probability Density Function: 確率密度関数) を採用し、これを推定する方法を用いて乱流—化学反応の相互作用のモデル化を行う⁽⁴⁾。Joint PDFは、予混合火炎、非予混合火炎 (拡散火炎)、部分予混合火炎といった特性の異なる火炎に伴う燃焼流れ場を統一して取り扱える点に特徴がある。Joint PDFでは、拡散火炎の火炎位置を表現する変数としての混合分率 f 、単純予混合火炎の火炎位置を反応進行変数 c にて表し、 f 、 c が互いに独立であると仮定して個々に与えるPDFを結合し、Favre平均もしくはフィルタ操作された任意の物理量値を評価する。

混合分率 f に対するPDFとして

- top-hatもしくは β 関数

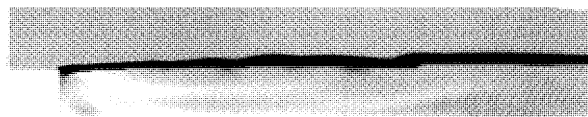
反応進行変数 c に対するPDFとして

- top-hatもしくはThree δ 関数の指定が可能である。

2.5 LEM (Linear Eddy Mixing⁽⁵⁾) モデル

LESの微小スケールにおける乱流—化学反応の相互作用のモデル化として、CFD-ACE+ではLEMモデルを採用している。このモデルは、微少スケールにおける分子拡散、化学反応、及び乱流混合といった現象を1次元の乱流モデルを用いてモデル化することにより、空間・時間スケールの異なる現象を考慮した詳細な化学反応計算が可能となる点に特徴がある。なお、有限体積法ベースのCFDコードにLEMモデルを組み込む方法など、詳細については参考文献⁽⁶⁾を参照されたい。SGSにおける乱流—化学反応の相互作用を無視したLaminar ChemistryモデルとLEMモデルの比較として、急拡大管流れにおける予混合火炎の数値解析に両モデルを適用した例を図2に示す。LEMモデルを用いた計算では、乱流—化学反応の相互作用による不安定性をよりの確に捉えていることがわかる。

LES with Laminar Chemistry Model



LES with LEM Model



図2 急拡大管流れにおける予混合火炎の計算例

2.6 ISAT (In-Situ Adaptive Tabulation⁽⁷⁾)

CFD-ACE+では、複数の化学種、マルチステップの反応メカニズムを用いた詳細な燃焼化学反応計算にともなう膨大な計算量を低減するため、ISATが組み込まれ

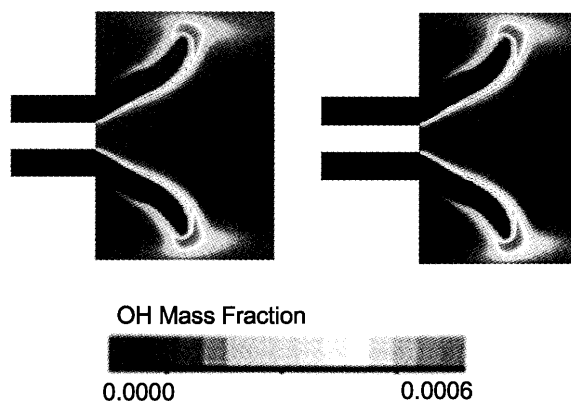


図3 OH濃度の瞬時分布の比較
(図左: 直接積分方式, 図右: ISAT)

ている。ISATでは、Favre平均もしくはフィルタ操作された反応レートを計算する際、反応レートを直接には積分せず、ソルバ実行時に動的に反応テーブルを作成しこのテーブルから適切な値を抽出する方法によって計算の高速化を行う。OH濃度の瞬時分布について、直接積分方式とISATの計算結果を比較した例を図3に示す。ISATの計算結果は直接積分方式の結果とよく一致しているとともに、この計算例では直接積分方式に比べて計算時間を約10分の1に短縮出来ている。

2.7 ふく射解析モジュール

温度が高い熱伝達の問題では、熱ふく射の取り扱いが重要となる場合が多い。CFD-ACE+では、S2S (Surface to Surface), DOM (Discrete Ordinate Method), MC (Monte Carlo), P1モデルが用意されており、DOM及びP1では波長依存性 (Non-Crayモデル) を考慮することが可能である。S2Sは2面間のふく射を計算する点が特徴であり、固体間の熱ふく射解析に向いている。燃焼解析では気体中の吸収・散乱を考慮可能なDOMもしくはP1モデルが用いられる場合が多い。MCは複素屈折率を考慮した鏡面反射や全反射といった現象と取り扱うことが可能であるが、気体中の吸収・散乱は考慮されない。

2.8 並列処理

CFD-ACE+では、Linuxクラスタに代表される分散メモリ型並列処理システムに対応しており、並列処理による大規模計算の実行、及び計算時間の大幅な短縮が可能である。Linuxクラスタ上で並列計算を行った場合における、計算速度の向上比の一例を図4に示す。横軸は計算に使用したプロセッサ数、縦軸は1プロセッサ使用時の計算時間を1とした場合の計算速度の向上比を表しており、64プロセッサ使用時に約52倍の速度向上が得られている。

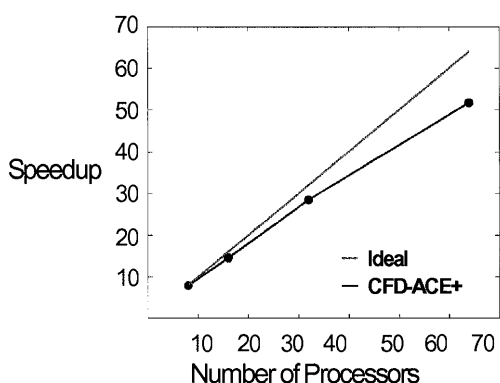


図4 分散メモリ型並列処理の速度倍率

3 適用事例

3.1 モデル燃焼器内の流れ場解析

RANSとLESを比較した例として、モデル燃焼器における噴出流の交差流れの計算例を紹介する。

計算に用いた形状とその計算格子を図5に示す。計算

形状は同軸二重管の内管部分と外管部分に分かれ、内管と外管の接続部分には環状等間隔に6個のポート孔が設けられている。ポート孔を介した外管部分からの噴出流 (径方向 V_{jet}) と、内管部分入口に指定した旋回流 (軸方向 U_c , 径方向 V_c) が交差するように流動場が形成される。噴出流 V_{jet} と内管部分の旋回流 U_c との流速比5:1, 噴出流の流速から見積もったReynolds数が約24,000の条件について数値計算を行った。

RANSによる計算では、計算格子に依存しない結果を得るために約100,000セルを使用し、同様の格子解像度におけるLESの3次元計算では約2,200,000セルを使用している。LESのSGSモデルとして標準Smagorinskyモデル、時間刻み0.25msを用いた。

LESの計算結果として、ポート孔を含む中央断面における流速ベクトルの瞬時分布を図6に示す。図赤色部分は内管上流を流入源とする流れ、図青色は外管を流入源とする噴出流を表している。計算結果からポート孔からの噴出流が内管部分の流れを強く押し戻していることがわかるが、LIF (Laser Induced Fluorescence) 法による実験計測でも同様の傾向が得られている。

流速ベクトル各成分 (時間平均値) の径方向分布を図7

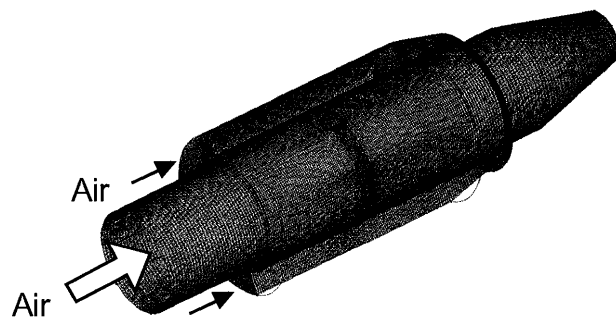


図5 計算形状と計算格子

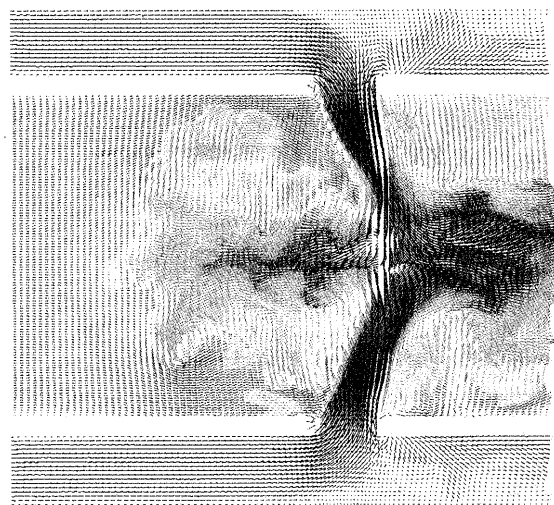


図6 流速ベクトル (瞬時分布)

に示す。縦軸は内管部分の旋回流 (U_c , V_c) で流速成分を正規化した無次元流速である。RANSと比べてLESの方が内管中心部分の逆流成分をより正確に捉えていることがわかる。

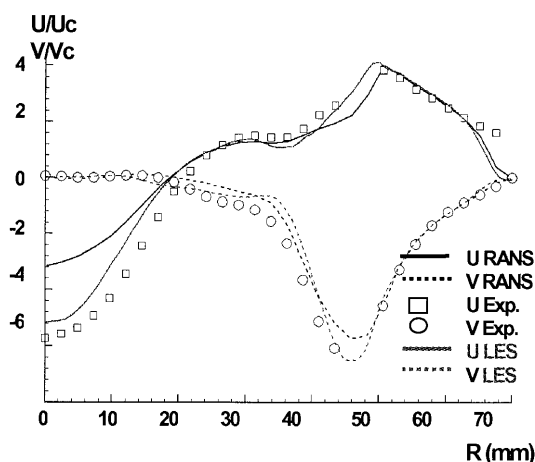


図7 流速ベクトル各成分 (時間平均値) の径方向分布

3.2 モデル燃焼器内の非定常燃焼流れ場解析

モデル燃焼器内の非定常燃焼流れ場解析にLESを適用した計算例を紹介する。

有効粘性係数 $0.0002 \text{ kg/m}\cdot\text{s}$ の等値面上における温度の瞬時分布を図8に示す。また、圧力の時間平均値からの相対変動を図9に示す。図9左は実験計測店における圧力変動を示しており、燃焼実験に用いられた燃焼器の持つ共鳴周波数が 225 Hz という結果が得られている。図

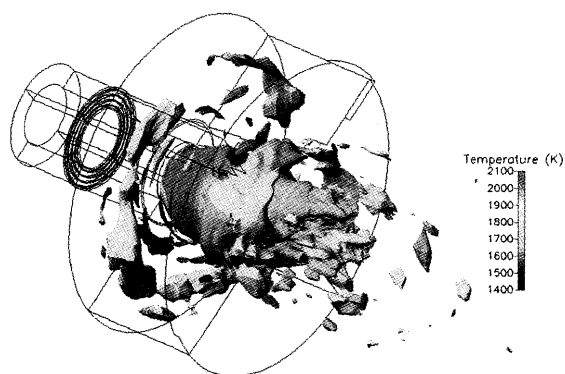


図8 ガスタービン燃焼器内の予混合火炎

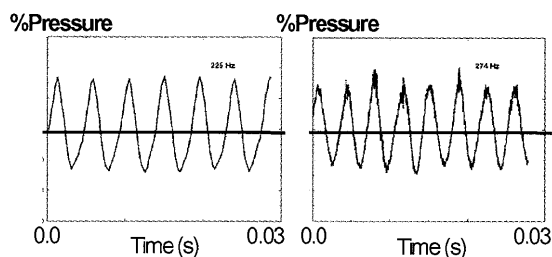


図9 圧力変動 (時間平均値からの相対変動) の比較 (図左: 実験計測, 図右: LES)

9右は、数値解析における同計測点での圧力変動を示しており、計算結果から圧力変動のピーク周波数が 274 Hz という結果が得られた。なお、燃焼振動問題へのCFD-ACE+の適用事例については、参考文献^[8]を参照されたい。

3.3 LES/LEMを用いた予混合火炎の燃焼流れ場解析

火炎の着火位置を安定化するためのブラフ・ボディが取り付けられた燃焼実験用の燃焼器を解析対象とし、メタン-空気の予混合気、当量比 0.59 (流入口におけるメタンの流量 244 SLM , 空気の流量 3960 SLM) の条件について実験計測と数値計算との比較を行った。

計算形状の模式図を図10に示す。ここでブラフ・ボディの直径 D は 44.45 mm である。

CFD-ACE+による数値計算ではLES及びLEMモデルを用いた。また燃焼化学反応メカニズムとして、メタン-空気の4ステップの燃焼反応と1ステップの NO 生成

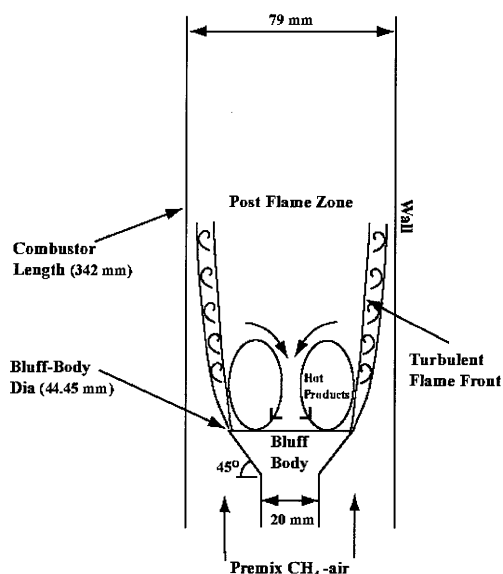


図10 計算形状の模式図

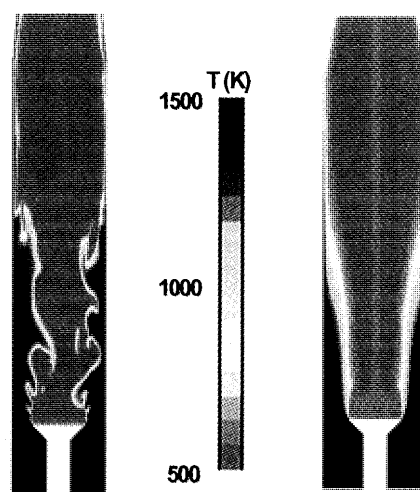


図11 温度分布 (図左: 瞬時分布, 図右: 時間平均値)

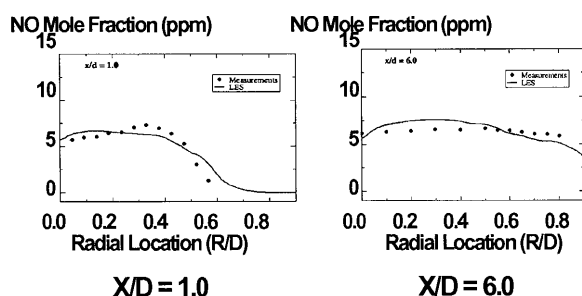
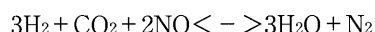


図12 NOモル分率（時間平均値）の径方向分布
（実線：LESの計算結果）

反応を含む、5ステップの総括反応を用いた。NO生成反応は、以下の1ステップの総括反応を与えた。



中心断面における温度分布（時間平均値）を図11左、温度の瞬時分布を図11右に示す。また軸方向をX座標とした場合の、X/D=1.0, 6.0におけるNOモル分率（時間平均値）の径方向分布を図12左、右にそれぞれ示す。NOモル分率について、実験計測と良い一致を示した。

3.4 マルチステップの反応メカニズムを考慮したガスタービン燃焼器内の乱流燃焼解析

予混合燃焼方式を用いたガスタービン燃焼器について、マルチステップの燃焼化学反応メカニズムを考慮したLESによる乱流燃焼解析を行い、NO_x、CO濃度について実験計測と比較した事例を紹介する。

計算条件として、メタン-空気の混合気、当量比0.58、入口温度700K、入口圧力13.6atmを用いた。なお、実機には燃焼器上流側に燃料-空気の混合、及び保炎を目的とした軸流式スワラと燃料噴射孔が設置されており（図13 a)), これら燃料噴射部分に事前に数値解析を行うことで、燃焼器入口における計算条件を求めた。

数値計算で用いた計算格子を図13 b) に示す。3次元格子として約134万セルを用い、22プロセッサのLinuxクラスタを使用して並列計算を行った。また、混合分率に対するPDF分布にtop-hat、反応進行変数に対するPDF分布にthree δ 関数を用いた。燃焼化学反応として2ステップのメタン酸化反応メカニズムを用い、Thermal NO_x、及びCO濃度をポスト処理にて求めた。

図14に、燃焼器内温度の瞬時分布を示す。また、CO、NO_x濃度の実験計測との相対誤差を比較した結果を表1に示す。RANSを用いた計算では実験計測との相対誤差が最大で約44%であるのに対し、LESを用いた計算では約13%以内に収まっている結果が得られている。

4. まとめ

CFD-ACE+における燃焼流れ場の数値解析に特化した物理モデル・数値解析手法として、LES (SGSモデル)、Joint PDFアプローチ、LEMモデル、及びISATを紹介した。また、ガスタービン燃焼器内の乱流燃焼の数値解

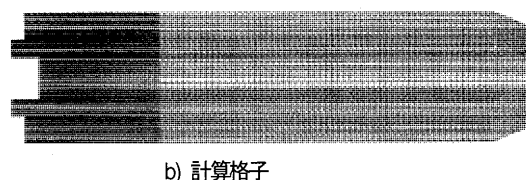
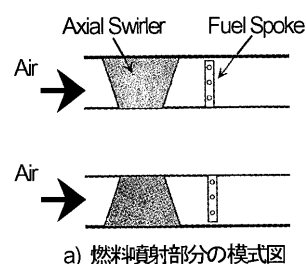


図13 計算格子、及び燃料噴射部分の模式図

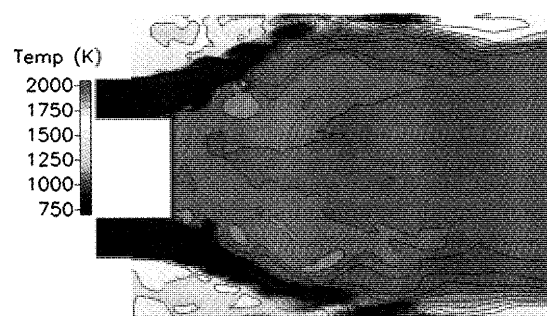


図14 中心縦断面上における温度の瞬時分布

表1 CO、NO_x濃度の比較（実験計測との相対誤差）

	CO(% error)	NO _x (% error)
LES(時間平均値)	12.6	11.8
RANS	20.8	44.1

析についてCFD-ACE+の適用事例を紹介し、CFD-ACE+における物理モデル・解析手法の予測精度について、実験計測との比較・検証が活発に行われていることを示した。実機における複雑な燃焼流れ場を高精度に予測可能な、先進的な物理モデルの研究開発を今後も精力的に進めていきたい。

参考文献

- (1) <http://www.cfdrc.com>
- (2) <http://www.esi-group.com>
- (3) <http://www.jannaf.org>
- (4) Zuo, B., Black, D. L., Smith, C. E., ASME Turbo Expo 2005, GT2005-68133 (2005)
- (5) Kerstein, A. R., Combust. Sci. and Tech. 60 (1988), p.391
- (6) Zuo, B. F., Cannon, S. M., Smith, C. E., ASME Gas Turbine Expo, GT 2003-38200 (2003)
- (7) Pope, S. B., Combustion Theory and Modeling 1 (1997), p. 41-63
- (8) Cannon, S. M., Smith, C. E., 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit AIAA 2000-3126 (2000)

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

汎用熱流体解析プログラムSTAR-CD/STAR-CCM+のLES解析

中嶋 達也*1

NAKAJIMA Tatsuya

キーワード：数値流体力学，乱流，ラージエディシミュレーション，汎用熱流体解析プログラム，STAR-CD，STAR-CCM+，大規模メッシュ，並列計算，並列結果処理，ポリヘドラルメッシュ，タービン，外部流れ，燃料噴射装置，エンジン筒内燃焼

1. はじめに

ガスタービンを主に製造する重工重電業界のみならず，自動車/電子・精密機器/建築/化学業界の実用的な熱流体解析では，時間平均乱流モデルであるReynolds Averaged Navier-Stokesモデル (RANSモデル) を用いた数値解析技術が，その解析目的や計算負荷の観点から広く利用されている。

ガスタービンに関するRANSモデルを利用した解析例としては，タービン翼列解析 (図1)，タービンブレード冷却解析 (図2)，タービンケーシングの漏れ解析，ガスタービン燃焼解析 (図3) さらには最適化プログラムと連成する事によりトルクとブレード重量を最適化した事例 (図4) など様々な領域ですでに設計に役立てられている。

ところが，近年コンピュータリソースの高性能化/低価格化および数値熱流体解析プログラムの大規模メッシュ/大規模並列CPU計算対応を受けて，最先端の解析利用現場では，商用熱流体プログラムに対しても，解析に対するニーズがより高度なものに変化してきている。その代表的なものがラージエディシミュレーション

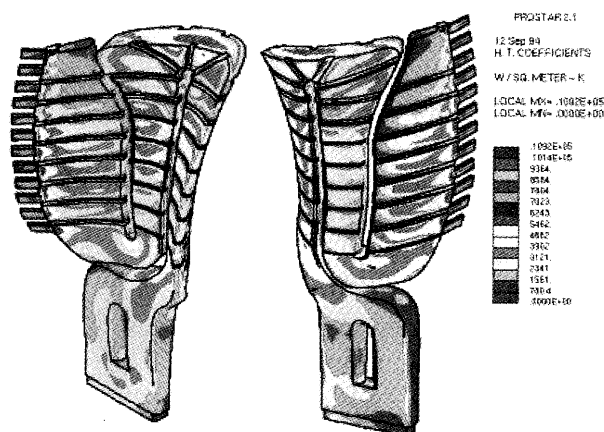


図2 タービンブレード冷却解析

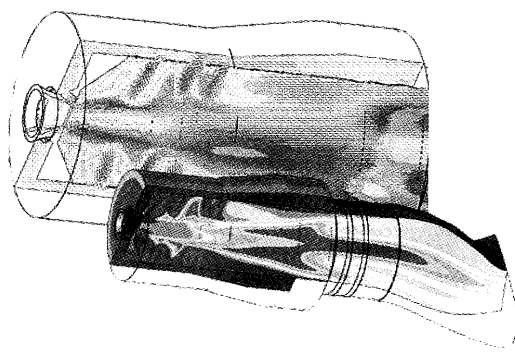


図3 ガスタービン燃焼解析

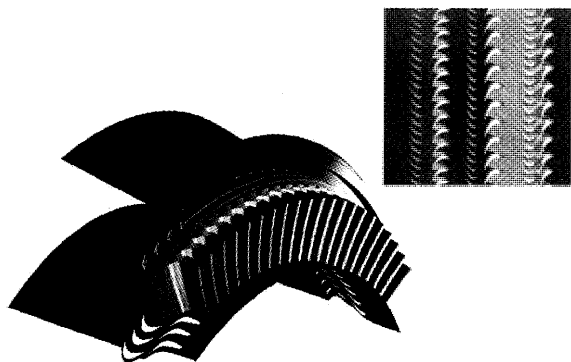


図1 タービン翼列解析 (圧力コンター図)

タービンモデル (動翼・静翼)

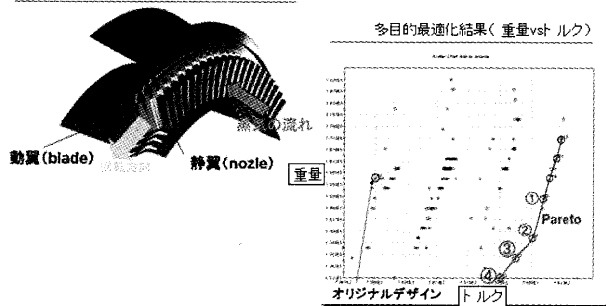


図4 タービン翼列最適化解析

原稿受付 2007年5月9日

*1 株式会社シーディー・アダプコ・ジャパン
カスタマーサービス部

〒220-8137 横浜市西区みなとみらい2-2-1-1
横浜ランドマークタワー37F

(LES) による、複雑な非定常流れ場の数値予測である。

本稿では、CD-adapcoにより開発されている、世界で最も利用されている汎用熱流体解析プログラムのひとつであるSTAR-CDおよびSTAR-CCM+による、LES解析の適用事例とともに、最先端の汎用熱流体プログラムが持つ解析技術の特徴について紹介する。

2. LES利用を促進する新しい基礎技術

CD-adapcoでは混相流解析/化学反応・燃焼解析など様々な物理現象を考慮した熱流体解析技術を常に研究し、STAR-CDおよびSTAR-CCM+に導入している。その中でも特にLESによる解析に特徴的な、大規模メッシュ数を用いた解析を効率良くかつ高精度に解く手法に関して様々な提案をおこなっている。本章ではこれらの最新の熱流体解析に関する基礎技術をいくつかピックアップして解説をする。

2.1 大規模メッシュ数への対応

様々な企業が抱える実問題に対してLESを適用しようとするとき最初に直面するのが、その解析対象/解析目的に適したメッシュ数の多さである。この問題は大規模メッシュ数の取り扱いと計算負荷の増大という数値計算プログラムにとって根本的な課題を与えるが、CD-adapcoはSTAR-CD V4およびSTAR-CCM+に対して、LESの実問題への適用を視野にいれ数億~10億メッシュクラスの計算を前提として開発をおこなってきた。最近の事例では約10億メッシュのモデルを500CPUの並列計算で解析したケースも報告されている(図5)。

さらにSTAR-CCM+では、すでにSTAR-CDで実現している計算の並列CPU処理のみでなく、プリポストプロセッサの完全並列化を実現する事で、解析条件設定から結果処理までのすべてのプロセスで大規模メッシュ問題を効率的に扱う事を可能としている。

2.2 エンジニアリング指向の結果処理

解析実行中のエンジニアの要求も考慮して開発がおこなわれたSTAR-CCM+のGUIでは、クライアント/サーバーコンセプトにより計算実行中に任意のコンター図/ベクトル図/グラフを同時表示しながら、計算進行と



図5 STAR-CCM+による大規模メッシュ計算例

もにリアルタイムに結果表示をアップデートする(図6)。外部から実測データなど、任意のデータ群を読み込み、同じグラフに表示する事も可能のため、実測や過去の計算結果との比較もスマートにおこなう事ができ、迅速な解析結果の判断を実現させている。

2.3 ポリヘドラルメッシュ

CD-adapcoが提案する解析技術の中でも近年最も注目を浴びている技術がこのポリヘドラルメッシュ(図7)である。元々STAR-CD/STAR-CCM+は任意の多面体メッシュに対応した熱流体解析ソルバーであるが、CD-adapcoが独自に開発した、全自動かつ平均10~15程度の面を持った高クオリティのポリヘドラル(多面体)メッシュ作成技術により、実問題の形状再現性に加え、精度と安定性のバランスの取れた解析が短時間でおこなえるようになってきている。

この技術の一般的な特徴としては、複雑な形状を持った実問題に対してテトラメッシュと同等の自動メッシュ性を持ちながら、解析精度/安定性/速度に関して大きなアドバンテージを持つ事が多くのテストから実証されている。

ここでは2つの検証例を紹介する。まず、図8にモータースポーツ車両の空力特性をテトラメッシュとポリヘ

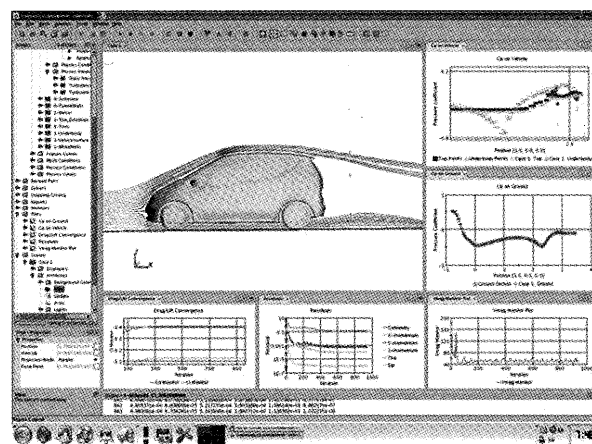


図6 計算実行中のSTAR-CCM+ GUI (車体まわり空力計算)

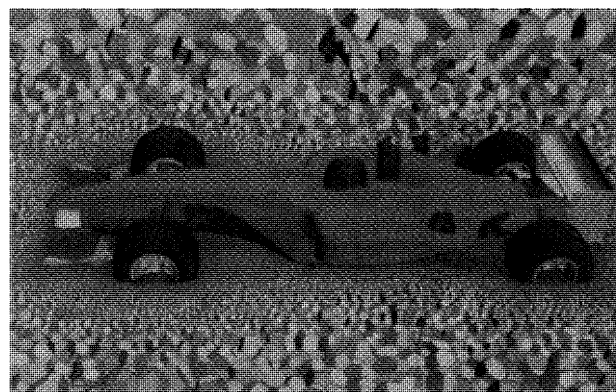


図7 ポリヘドラルメッシュ

ドラルメッシュで定常解析し、収束性を比較した結果を示す。

図の上段がテトラメッシュ（約200万メッシュ）、下段がポリヘドラルメッシュ（約35万メッシュ）のものである。一般に、同程度の表面メッシュサイズから各メッシュを作成すると両メッシュタイプのメッシュ数の差はこの程度になる。図の左側には横軸が計算イタレーションで、抗力係数と揚力係数の2つの空力特性のグラフが示されている。このグラフより、どちらのメッシュタイプで計算しても空力特性はほぼ同じ結果が得られるにも関わらず、収束までの解析イタレーションに関してはポリヘドラルメッシュの方が圧倒的に少ない事がわかる。また収束までの傾向に関しても、ポリヘドラルメッシュによる解析では定常解への漸近のしかたに特徴が見て取れる。このような特性は、その大小はあれど、様々な解析対象で確認する事が出来る。

もう1つの例として、図9に乗用車用エンジンの冷却流路の一部の圧力損失をテトラメッシュとポリヘドラルメッシュのメッシュ数を変えながらそれぞれ解析し、メッシュタイプの違いによる、解のメッシュ数依存度を調査した結果を示す。横軸はメッシュ数、縦軸は圧力損失である。

両メッシュタイプともメッシュ数を増やすとそれぞれメッシュ数独立の解に近づいていく傾向は同じであるが、テトラメッシュに比べ、ポリヘドラルメッシュの方が明

らかに少ないメッシュ数でメッシュ数独立の解に近づき、これによる計算時間も大幅に短く済んでいる事がわかる。この特徴は複雑な流れ場に対し、テトラメッシュと比べてセルフフェイスの直行性などに優れるポリヘドラルメッシュの優位性を端的に示している。

このポリヘドラルメッシュを用いたLES解析の試みは開発元のCD-adapcoのみならず、大学/研究機関でもおこなわれており、LESを用いた解析に対するポリヘドラルメッシュの優位性についてはC. Moulinecらにより、その運動エネルギーの保存性などに関して報告されているので、そちらを参照していただきたい⁽¹⁾。

3. LES適用事例

この章では、STAR-CD/STAR-CCM+による実問題への適用事例を紹介する事で、ガスタービンへのLES適用の可能性を紹介したい。

3.1 外部流れ

汎用の熱流体解析プログラムでLESが最も早く実問題に適用された例の1つが翼まわりの外部流れ⁽²⁾や車両まわりの外部流れである（図10）。この背景には、特に車両開発で近年重要な問題となっている流体騒音や微細な形状違いによる空力性能の向上など、過渡現象に起因する問題を精度良く解析しなければならない事がある。また、比較的CAEにコンピュータリソースを大量導入利用しやすい業界の特徴もあると考える。

3.2 燃料噴射装置

ガスタービンをはじめとする燃焼装置に燃料を供給するための燃料噴射装置の解析でも、LESが適用され始めている。

まず1つ目に紹介するのはホールタイプの燃料噴射装置である。噴射ノズルから液体燃料を噴射し、その液柱と周囲空気との剪断による表面不安定により液柱から液滴が分裂し、燃料液滴が生成される微粒化行程を予測するため、混相流の解析にVOF法、乱流モデリングにLESを使用している。図11は燃料噴射初期から時間進行方向に3つの時間の液体表面と液体の体積分率コンター

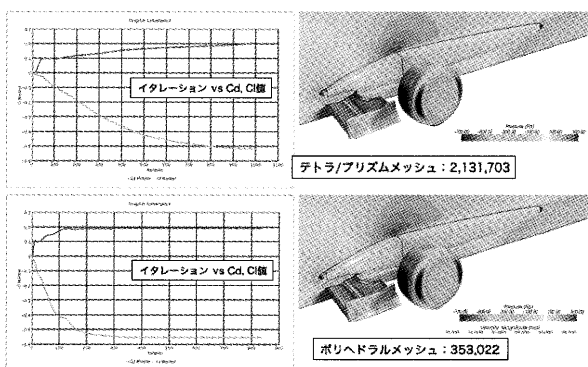


図8 メッシュタイプによる計算収束性の比較

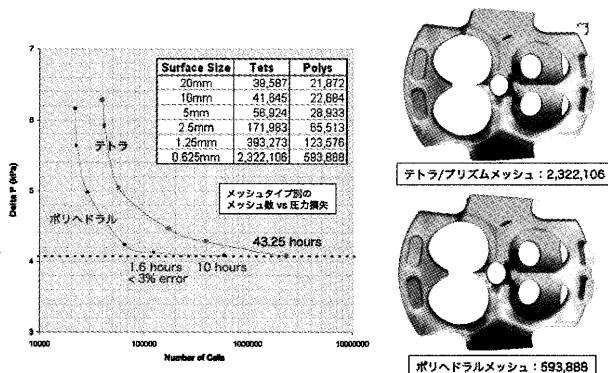


図9 メッシュタイプによる計算精度/安定性の比較



図10 車体外部流れLES解析

の中心断面図である。液柱表面からの微粒化現象が定性的に良く捉えられている。

次に紹介するのはスワールタイプの燃料噴射装置である。ノズル内部上流で与えた旋回流成分により、ノズル出口で液膜を生成し、ホールタイプと同じく液膜表面での剪断力による表面不安定性により燃料液滴を生成する現象を予測している。興味深いのは、燃料噴射前にノズル内部にたまっていた燃料が初期に液柱状態で噴射される“プリジェット”と呼ばれる現象から、液膜が生成されるにつれノズル内部に空気の逆流が起きる現象、さらに液膜表面からの微粒化現象と一連のスワールタイプ燃料噴射装置の振る舞いがきちんと再現されている事である（図12）。

3.3 エンジン筒内燃焼

STAR-CD/STAR-CCM+による燃焼計算へのLES適用はまだそれほど多くはないが、一部の欧州自動車メーカーは乗用車用エンジンのサイクル間変動を予測するた

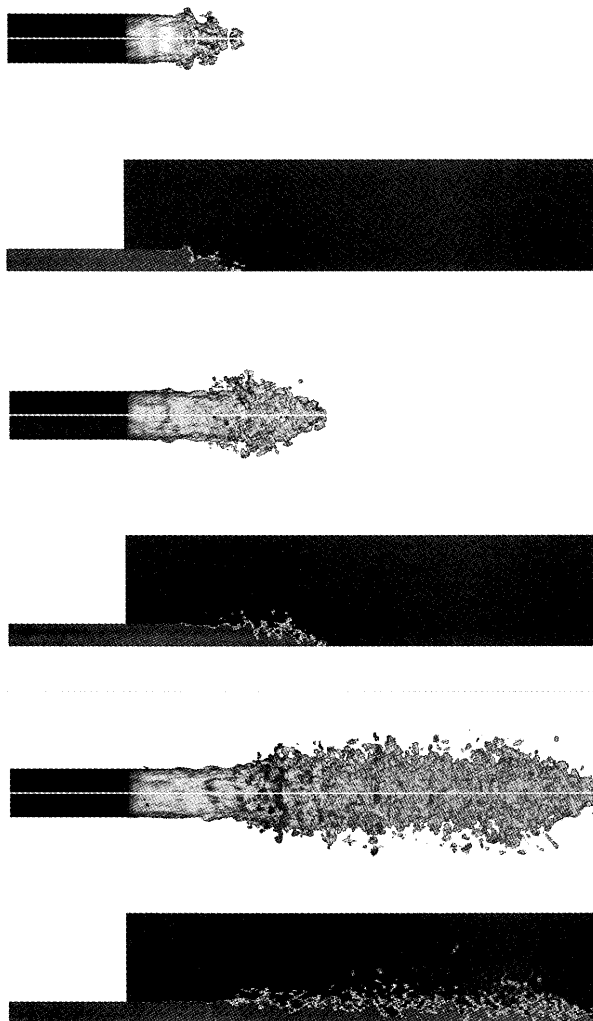


図11 ホールタイプ燃料噴射装置LES解析

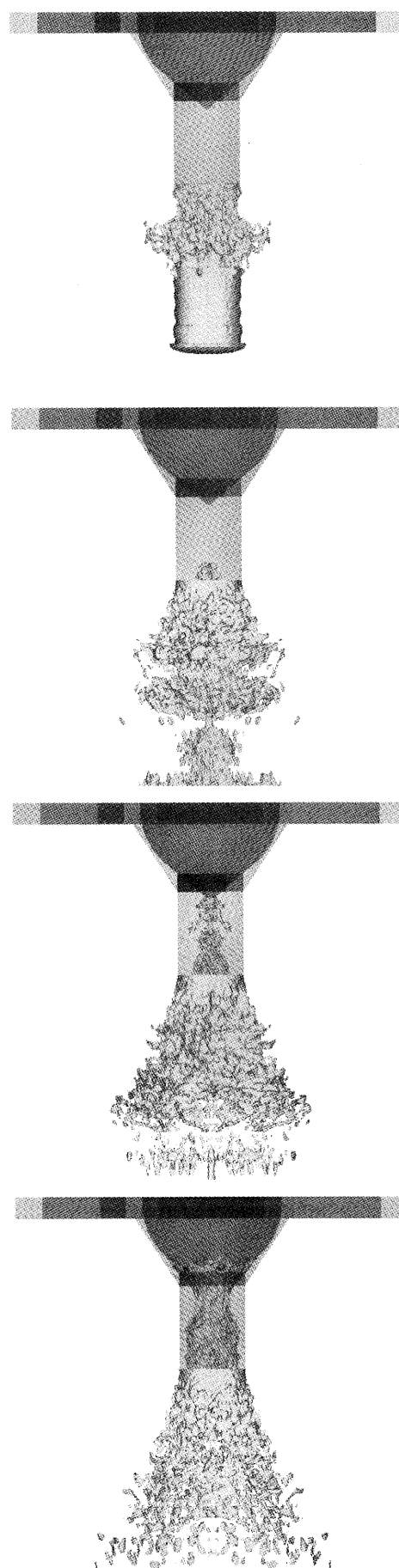


図12 スワールタイプ燃料噴射装置LES解析

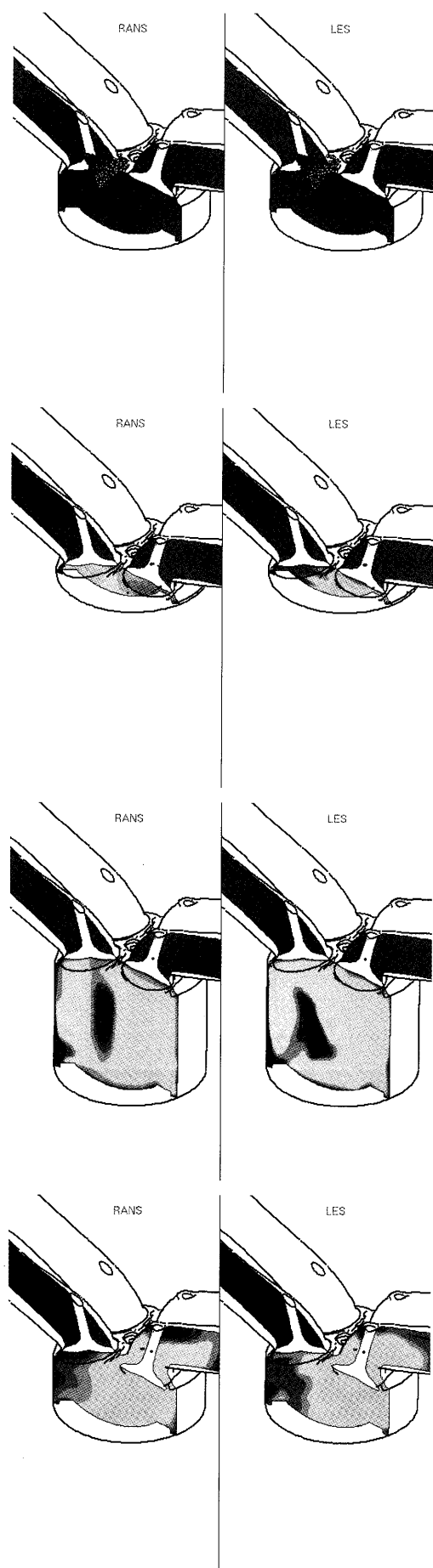


図13 エンジン筒内燃焼解析（左：RANS，右：LES）

めSTAR-CDのエンジン筒内計算機能とLESを組み合わせ流れのサイクル間変動の予測および実測との比較を始めている⁽³⁾。

ここで紹介するのは、一般的な乗用車用の直噴ガソリンエンジンを想定して、燃料液滴噴霧から燃料混合気形成、燃焼までをRANSモデルとLESモデルとで比較した事例の噴霧燃料粒子および混合気の温度コンター図である（図13）。前述したスワールタイプの燃焼噴射装置から噴射された燃料をラグランジェ混相流の機能でモデル化し、周囲空気との運動量/エネルギー/質量の交換をおこなう事により混合気となり、ピストンおよびバルブの移動と吸排気によって構成された流れ場によって混合が促進され、燃焼している様子が見て取れる。紙面の都合で詳細な内容には触れられないが、LESを用いる事によってRANSでは捉えられなかった複雑な流れ場により、温度分布が複雑に捉えられている事がわかる。

4. まとめと今後の展望

本稿では汎用熱流体解析プログラムSTAR-CDおよびSTAR-CCM+のLES解析に有益な最新解析技術を紹介するとともに、最新のLES解析事例を紹介した。

その計算負荷の高さからまだ先だと思っていた数年前から考えると、これらの解析技術とコンピュータリソースを用いる事で、ここで紹介した解析事例のような計算は思いもよらない早さで今後各企業の製品の先行開発や設計現場に導入されるのではないかと感じている。

混相流の微粒化現象や燃焼現象はもとより、複雑な流れ場の詳細は、実測でも詳細に観察する事は容易ではないことから、計算機能力の向上によるLESの実問題への適用機会が増える事で、熱流体解析の利用範囲が今後も広がる事を期待するとともに、エンジニアの要望に応えられる汎用熱流体解析プログラムを提供し続ける事が出来るよう努めていきたい。

参考文献

- (1) Moulinec, C., Benhamadouche, S., Laurence, D. and Peric, M., 'LES IN A U-BEND PIPE MESHED BY POLYHEDRAL CELLS', ERCOFTAC International Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements (ETMM6), Sardinia, Italy, 2005.
- (2) Moreau, S., Mendonca, F., Qazi, O., Prosser, R. and Laurence, D., 'Influence of Turbulence Modeling on Airfoil Unsteady Simulations of Broadband Noise Sources', AIAA paper 2005-2916.
- (3) Dugue, V., Gauchet, N. and Veynante, D., 'Applicability of Large Eddy Simulation to the fluid mechanics in a real engine configuration by means of an industrial code', SAE paper 2006-01-1194.

特集：ラージエディシミュレーション (LES) の応用

次世代汎用流体解析コードFrontFlowによる マルチフィジックス流体現象の大規模LES解析

姜 玉雁*¹
JIANG Yuyan

加藤 千幸*²
KATO Chisachi

大島 伸行*³
OSHIMA Nobuyuki

坪倉 誠*⁴
TSUBOKURA Makoto

張 会来*¹
ZHANG Huilai

キーワード：ラージ・エディ・シミュレーション，乱流，数値解析，連成解析，流体騒音，ガスタービン，ターボ機械，フォーミュラカー

1. はじめに

流れの数値シミュレーションでは、レイノルズ平均モデル (RANS)、ラージ・エディ・シミュレーション (LES) および直接数値シミュレーション (DNS) の三つの手法が知られている。産業への応用を目指した実用計算では、従来RANSを基礎とした解析手法は広く使われてきたものの、近年計算機性能の向上によりLESを用いた数値解析が多くなされつつあり、有用な手段となっている。特に、乱流変動、燃焼反応、流体励起振動と騒音や粒子挙動などを伴う非定常な乱流現象を精度よく扱うためには、LES手法は必要不可欠である。

次世代汎用流体解析コードFrontFlowは、文部科学省次世代IT プログラム「戦略的基盤ソフトウェアの開発」プロジェクト⁽¹⁾で開発され、LES手法をベースにした計算コードである。通常LESで必要となる高い計算負荷に対しては、スーパー・コンピュータによる計算処理の並列化とベクトル化のメリットを利用し、大規模計算も効率良く実現されている。この数年間、解析コードの向上と機能の充実に関する研究と開発が続けられ、これまでにターボ機械内部流れと騒音予測、自動車空力、ガスタービン空力と熱伝達、燃焼器内部の火炎挙動と化学反応流れ予測、都市環境、火災解析など、産業応用の解析実績が数多く示されている。

構成パッケージのFrontFlow/Blue (FFB) は有限要素法に基づき、ターボ機械内部流れと流体騒音について精

度の高いLES解析ができるコードである。FrontFlow/Red (FFR) は有限体積法を採用し、複合要素非構造格子が取り扱えるコードであり、乱流モデルが数多く実装され、燃焼と化学反応乱流、輻射熱伝達、粒子追跡や2相流などが解析できる機能を備え、汎用性が重視されている。なお、FFBとFFRに関する紹介は本特集号の他の解説に述べられている^{(2),(3)}。本稿では、FrontFlowによるマルチフィジックス流体現象の大規模実用計算に関する実施例を数例紹介する。

2. 高速・多段ポンプの騒音に関する流体・構造・音響連成解析

近年の流体機械、特に多段遠心ポンプの高速・高圧化に伴い、動静翼干渉に起因した圧力脈動により発生する騒音の低減が、ポンプの水力性能の向上と並んで重要な課題となっている。本研究では、多段遠心ポンプ (Fig. 1) から発生する騒音の伝播メカニズムの解明と定量予測を目的とし、ポンプ内部流れ、構造及び音響に関する解析を行った。

2.1 解析手法

解析の第一段階はFrontFlow/Blueによるポンプ内部流れの非定常解析である。計算領域は出入口配管、インペラとディフューザから構成され、メッシュは3620万ヘキサ要素により作成された。LESモデルではダイナミック・スマゴリンスキー・モデル (DSM) を採用し、方程式は時間・空間ともに2次精度で離散化されている。圧力解法はABMAC法である。ポンプ内部の圧力変動により発生する構造物の振動は流れに影響を与えることはないと仮定し、解析によりポンプの動翼、静翼、及びケーシング内部表面の圧力変動の時系列を求める。計算は「地球シミュレータ」の32ノード (256CPUs, ピーク性能2 TFLOPS) を用いて実施した。256CPUsの場合、

原稿受付 2007年5月10日

*1 アドバンスソフト(株)

〒107-0052 東京都港区赤坂1-9-20

*2 東京大学生産技術研究所

〒153-8505 目黒区駒場4-6-1

*3 北海道大学機械宇宙工学専攻

〒060-8628 札幌市北区北13-8

*4 電気通信大学知能機械工学科

〒182-8585 調布市調布ヶ丘1-5-1

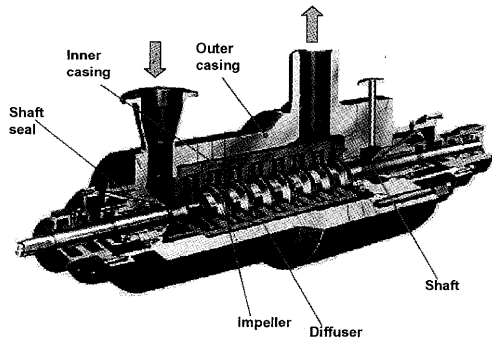


Fig. 1 Schematic view of a multi-stage centrifugal pump (provided by HPT Co.)⁽⁴⁾

ベクトル化率は98%, パラレル化率は99.7%の性能が得られている。計算時間はインペラ1回転分で約7時間かかっている。

構造解析では構造体の内部境界面に働く加振力(圧力変動)を時間領域に対して入力し, 構造体内での弾性振動伝播を解析した。ただし, 接触面上の剪断応力は圧力変動より数桁小さいため, 無視されている。解析は, 陽解法FEMコードNEXST-Impactを用いて行った。流体・固体接触面のマッピングとデータ連成はMultiCouplerで行った。ポンプ内部の水の影響は, 実験ならびに数値的な打撃試験により減衰定数を同定することにより近似的に考慮した。音響解析では, 周波数領域において定式化された微分型のHelmholtz 積分方程式を用いた境界要素法による音響放射を, 汎用音響解析ソフトSYSNOISEによって求めた。ポンプ外表面では構造解析で計算された振動の周波数分布を境界条件として入力した。

2.2 解析結果

ここでは, ポンプ設計点, 100%流量 Q_0 で入口Reynolds数(長さスケールはインペラ長径)は 10^7 程度である。Fig. 2に定常特性曲線を示す。図中には設計点及び流量比50%における全揚程とオイラーヘッドの計算値が実験値と比較されている。Fig. 2にみられるように全揚程の計算値は実験値より約10%大きくなっている。これは, Reynolds数の大きな流れに対し解像度が不足し, 境界層を完全に捉えていないことが原因であると考えられる。

Fig. 3はインペラとディフューザ表面の無次元変動圧力場を表示したものである。Fig. 4は第2段目のディフューザ流路の測定点における設計点の変動圧力の周波数スペクトル分布である。ここで St はStrouhal数, P^* は無次元圧力である。なお, 図中 St の整数倍になる周波数成分は, 周波数通過音(BPF)成分と呼ばれ, 動静翼干渉により発生する騒音の主発振源と見られている。図からわかるようにLESによる計算値と実験値とは良好に一致している。

構造解析の結果から, フーリエ変換によって振動周波数のスペクトル分布を求めた。Fig. 5は, ポンプ胴体中

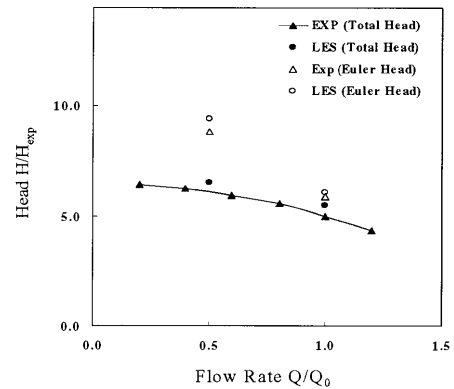


Fig. 2 Comparison of overall head and Euler head with measurements⁽⁴⁾

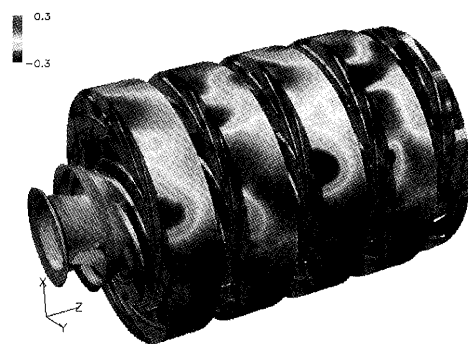


Fig. 3 Distribution of pressure fluctuation (design point, 100% flow rate)⁽⁴⁾

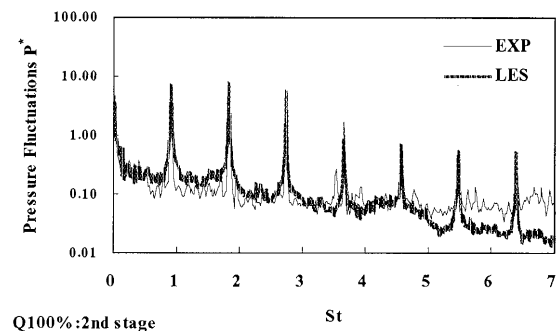


Fig. 4 Spectra of pressure fluctuation sampled at the 2nd stage diffuser⁽⁴⁾

心部の外表面の測定点における振動周波数の分布(無次元振動速度)を示している。Fig. 5から分かるように, BPF成分の計算値は実測値とはほぼ同一オーダーであり, 構造連成解析によって振動の定量的な予測ができたと言える。しかし, さらに詳しく結果を分析すると, 4倍BPF成分($St=4$)は, 実験結果ではほとんど現れないものの, 計算値では振動幅は大きくなる。しかも, 予測精度は場所によって多少異なり, ポンプ胴体部の予測精度が吸込及び吐出ノズル部の予測精度よりも高いことがわかる。これは, 解析用メッシュモデルと実物内部構造が局所的に相違しているか, または板厚が薄いノズル部

分では板厚方向に十分な数の要素が配置されないことが原因であると考えている。Fig. 6 は $St=2$ 周波数成分における振動速度の空間分布を示す。振動の可視化とアニメーションにより、ポンプ内部振動の発生と伝播のメカニズムが明らかになった。

音響解析により、Fig. 7 に示した5点の騒音実測位置における各BPF成分の騒音レベルを、 $St=1\sim 5$ に対して解析した。Fig. 7 は実測点のうち、吸込側胴体と吐出側胴体表面より0.1m離れた近接点（それぞれS2とS3）における音圧レベルの計算結果と実験値の比較である。解析は、0.1m間隔の格子点における音圧を計算し、実測位置に近接する位置での音圧レベルを平均し、A特性を加味して騒音レベルに変換した。騒音レベルは、実測のOverall騒音レベルとの相対レベルで表示した。結果は $St=1\sim 4$ に対し、一部を除き実測とよく一致している。なお、 $St=5$ に対しては、すべての解析値が実測より5～25dBを下回っている。これは、騒音測定する時の反射音や配管など、モデル化されていない部位からの放射音の影響によるものである可能性がある。

2.3 評価

以上の連成解析により、一部の予測精度に関しては若干問題が残る結果となったものの、本問題の現象の複雑さの割には、全体的には、良好な結果が得られており、本流体・構造・音響連成解析は、ポンプ騒音の定量予測

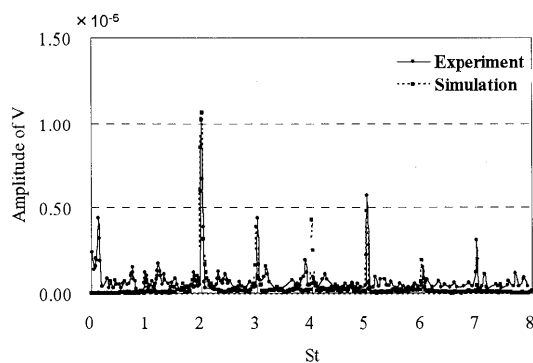


Fig. 5 Spectra of vibration velocity sampled at outer surface of the body⁽⁵⁾

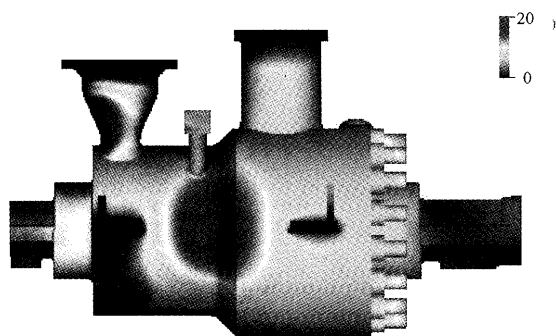


Fig. 6 Vibration velocity distribution of $St=2$ ⁽⁵⁾

に有効な手法となることが確認されたといえる。本計算で確立された解析方法は、曲り管の振動⁽⁷⁾やCDドライバーの騒音⁽⁸⁾などの解析に利用されている。

3. フォーミュラカーの空力性能におけるLES解析

車体周りの空力計算は、自動車の高性能設計と環境緩和に対して重要であることが良く知られている。ここで紹介する応用例はフォーミュラカーである⁽⁹⁾。これは高精度の要求と短い開発時間からみて、自動車産業において最も過酷な計算対象である。解析モデルはフォーミュラ日本2006年選手権大会において使われたLOLA B03/51である。計算格子は、LOLA Cars Internationalから提供された1/2風洞モデルのCADデータを用いて歪んだ表面や不連続な表面（数100箇所）を手作業によって修正、作成した。車両寸法は、 $T=2.2\text{m}$ （全長）、 $B=0.89\text{m}$ （全幅）、 $H=0.48\text{m}$ （全高）、ホイールベース1.5m、前輪トレッド0.75m、後輪トレッド0.69mである。計算領域は、長さ/幅/高さ=34.0m/2.70m/2.47mの寸法をもつ矩形体である。

3.1 解析手法と境界条件

計算における境界条件は風洞実験に対応している。計算領域の入口部には一定風速を、出口部には自由流出条件を課している。計算領域の上面（風洞の天井に相当）および側面、並びに車体前部の風洞床下面（入口部から供試車両直前までの領域）はfree-slip条件である。後者の設定は境界層の発達を防ぐためであり、風洞実験において供試車両直前に設けられている境界層吸込み装置に対応している。一方、車体表面と車体前部から出口部ま

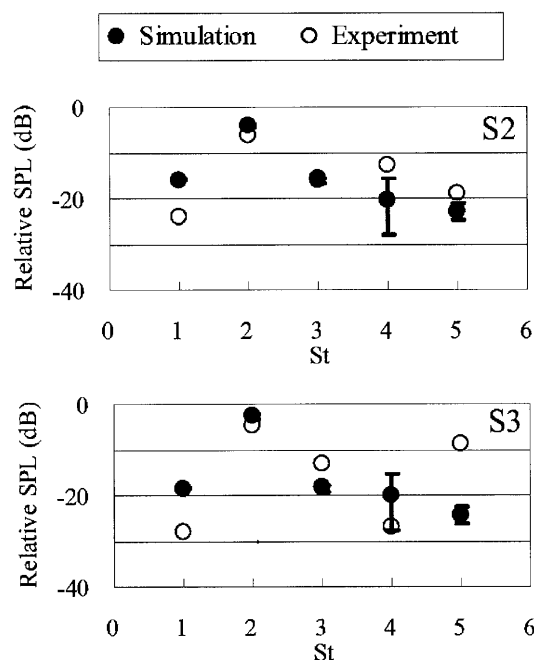


Fig. 7 Noise pressure emitted to environment by the vibration at BPFs⁽⁶⁾

での風洞床下面は固定壁条件となっている。計算結果から得られた壁面直近格子における典型的な無次元距離は40-80であり、平均速度分布に関する対数則の範囲に入っている。表面摩擦率は対数則を瞬時速度場に適用して求めている。

計算領域は、格子の取り扱いの容易性、特に格子ファイルとCFDソフトウェアのプリ処理の点から、10個の領域に細分割している。フォーミュラカーでは、形状の小さな歪みや微小な空力デバイスが車両の空力特性に大きな影響を与えることが知られている。これらの形状を適切に再現するために、車体表面の格子解像度は2.5mm程度としている。すべての非構造格子は市販のGridgenを用いて作成している。要素数は117,060,909で、節点数20,957,323である。出口部では計算の精度を確保するため、プリズム格子を使って格子線と平均流の方向とを一致させている。

使用した計算コードはFrontFlow/Redである。LESモデルでは標準Smagorinskyモデル（SSM）を使っている。対流項の計算では2次精度中心差分と1次風上差分（5%）の混合スキームを用いた。圧力方程式はSMAC法で、時間進行は2次精度Adams-Bashforth法を採用した。計算の実行に使用した計算機は地球シミュレータ（ES）である。80ノード（640CPU、ピーク性能5TFLOPS）を利用し、ベクトル化率は96%以上、パラレル化率は99%以上の性能が得られている。これによって、乱流量の統計処理を含み、1億2000万格子/500GB以上のメモリの大規模計算が120時間で可能となった。

大規模LESによる結果は市販のFieldView (Intelligent Light)を用いて可視化している。データの可視化の場合には、格子および瞬時物理量の最大データファイルはそれぞれ2.7Gbyte, 1.7Gbyteであった。このような大容量のデータを不自由なく扱うため、FieldViewのclient-server-environmentを利用した。

3.2 解析結果

Table 1に、LESによって計算された車体の抗力係数、揚力係数（ C_d , C_l ）とLOLAから提供された風洞実験値を示す。実験上の理由から、与えられた揚力係数は車輪の影響は含んでいない。LESによる揚力係数は実験値とよい一致を示し、実験値より約1%大きい値である。一方、抗力係数については実験値よりやや大きな値を示す

Table 1 Comparison of the aerodynamic forces of the formula car with wind tunnel test⁽⁹⁾

	Present LES		Wind tunnel
C_d	1.00 (incl. wheels)	0.56 (excl. wheels)	0.91 (incl. wheels)
C_l	-1.68 (incl. wheels)	-1.95 (excl. wheels)	-1.93 (excl. wheels)

が、それでも実験値と比べて10%以内に収まっている。

Fig. 8に車体周り流れと車体との相互作用の典型的な例を示す。Fig. 9は前輪背後の流れを可視化したものである。Table 1に示した通り、フォーミュラカーの全抗力の約40%は剥き出しのタイヤに起因している。特に、前輪背後のウエークにおける乱れが車体との相互作用によって車体の空気力学的特性に強い影響を与えている。一般的に言えば、車輪背後のウエークにおける乱れは回転円柱のウエークと角柱のウエークの特徴をもち、複雑かつ3次的である。

3.3 評価

車体まわりの流れ場に関する大規模LES非定常解析を行った。車両空気力学の評価に関して高性能計算（HPC）LESの有用性を示した。LESは風洞実験値と比べて10%以内の精度で抗力係数と揚力係数を良好に再現した。LESはRANSと比べ精度が高く、さらにその有用性は流れの非定常性を捉えることができる点にある。これらの結果は、LESが現行の風洞試験の代替手段となりうることを示すさらなる証左となろう。なお、同解析手法を用いて、Tsubokura⁽⁸⁾はASMO 4輪車、GSV-R 2輪車の空力性能の高精度予測を実現している。

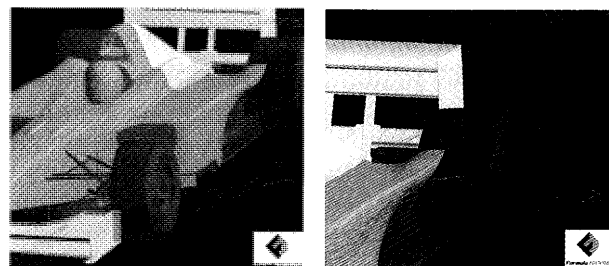


Fig. 8 Interactions between wind and vehicle body⁽⁹⁾

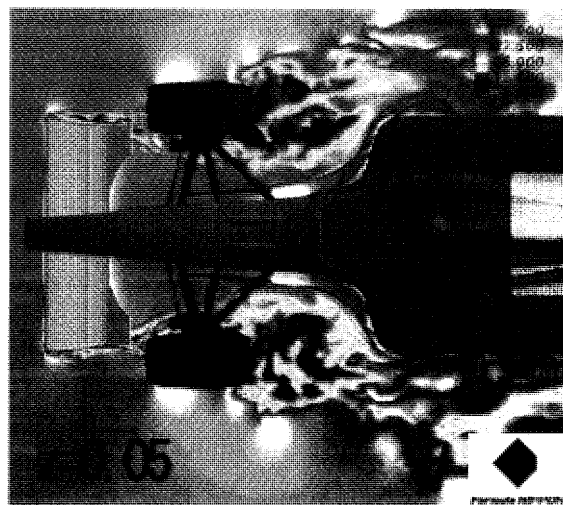


Fig. 9 Snapshot of the velocity distribution around the front wheels (z stands for the view-section height from floor)⁽⁹⁾

4. ガスタービン燃焼器流れのLES解析

近年、有効な有害排気低減手法の一つとして希薄予混合燃焼方式の導入が進められているが、燃焼振動や火炎の吹き消えなどの燃焼不安定を生じやすいことが設計上の課題となっており、このような点でも燃焼器内の非定常乱流燃焼現象の予測の必要性が増している。ここでは、複雑現象を含む非定常乱流場の数値解析の工学的応用例として、ガスタービン燃焼器流れの乱流燃焼場を対象とした実証計算を示す¹¹⁾。

4.1 解析対象と解析手法

Fig.10に本実証計算で対象とした燃焼器の概観を示す。燃料と空気の予混合気が旋回ベーンを通して燃焼室に供給される。旋回ベーン下流の中心部には強い旋回流れによって逆流域が形成され火炎が保持される。また、旋回羽根及びノズル出口部で発生するせん断層により乱れが生成され、チャンバ内には発達した乱流場が形成されている。燃料は純メタンで、代表的な条件におけるノズル開口幅及びノズル内平均流速によるReynolds数は約18000であり、全領域が発達乱流となっている。解析格子は2,663,424の6面体要素で構成してある。本研究でLESとflameletアプローチの組み合わせによる手法を採用した。乱流火炎中の火炎構造が代表的層流火炎構造で近似可能であるとするflamelet概念に基づき、火炎面位置の直接解析と別途詳細解析から得た火炎内部構造データを用いて乱流燃焼を表現する。スカラ火炎面はG方程式モデルを用い、2-scalar flamelet手法によって未燃と既燃界面を追跡する。解析コードはFFRであり、数値解析スキームは、文献¹²⁾に詳細に紹介されている。

4.2 解析結果と評価

LES計算例として、Fig.11に瞬時の予混合火炎面を、Fig.12に中央断面の瞬時温度分布を示す。旋回ベーンを通る主流によって燃焼器外壁近くに円錐状の予混合火炎面が形成されている。一方、パイロットノズルの周囲には局所的な拡散火炎が形成され、燃料濃度の濃くなる燃焼中心部に高温領域を保持している。さらに下流においては、旋回ベーンの外側より供給される冷却空気によって燃焼器外周部より希釈され、温度分布が若干低下している。実用燃焼器において見られるこれらの複雑な非定常乱流燃焼流れの状態がflamelet火炎モデルを適用したLESによって再現されていることが分かる。

LESとflameletアプローチの組み合わせによる解析手法を実用問題へ適用し、ガスタービン燃焼器形状内における乱流燃焼場解析を行った。燃料条件の変化に伴う器内燃焼現象変化の予測性能など、その実用性について検証した。その結果、実験計測値との比較を行って、乱流変動により生じるGSにおける火炎面構造と保炎機構を良く再現し、比較的低波数の火炎面変動が直接予測されていることがわかった。今後、NO_x予測や音響振動予

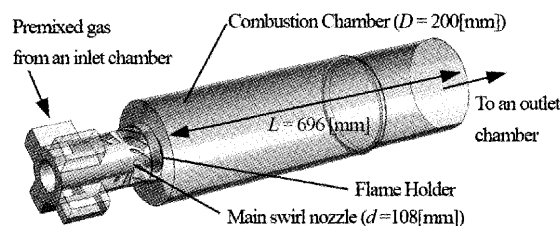


Fig.10 Model of a gas-turbine combustion simulation¹¹⁾

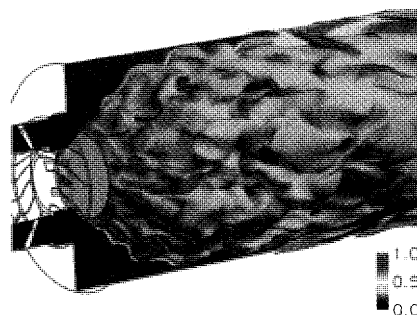


Fig.11 Spontaneous snapshot of flame-front position simulated by LES¹¹⁾

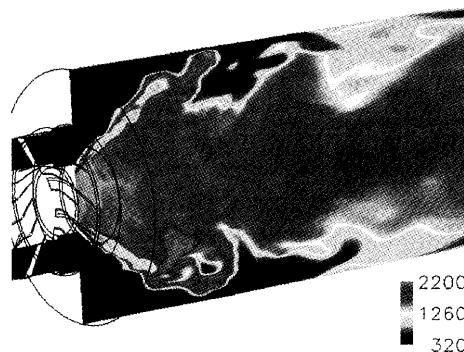


Fig.12 Temperature distribution in center cross section¹¹⁾

測などとの連成解析の際には、時間変動成分の評価におけるモデル依存性の低減に有効となると考えられる。

5. まとめと今後の課題

本稿では、乱流変動、燃焼反応や構造物との連成などを伴うマルチフィジックス流体現象について、ラージ・エディ・シミュレーション (LES) 手法を用いた実用解析の数例を紹介した。非定常な乱流現象を精度良く扱うLES手法は、空力騒音予測、ターボ機械内部流れ、燃焼器内部の火炎挙動予測等の分野で有用である。将来、LES解析技術に加え、先端計算技術、並びに連成解析技術を取り込んだマルチフィジックス流体システムを開発することにより、より現実的な問題への適用が可能となろう。なお、本稿に示したようなLES解析はガスタービン翼の局所熱伝達率やフィルム冷却効率の予測にも有望である見通しが得られつつあるが、これらに関しては別途、報告する予定である。

6. 謝 辞

本研究の一部は文部科学省次世代IT プログラム「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」プロジェクトの一環として行われた。数値解析の実施に際しては、海洋研究開発機構・地球シミュレータセンタの支援を受けた。ここに謝意を表す。また、共同研究者の(株)日立プラントテクノロジー、(株)日本レースプロモーション、(株)ルマン並びに三菱重工業(株)に感謝する。各プロジェクト担当者であるみずほ総研(株)・山出吉伸氏、東大生研・王広氏（現清華大学）並びに郭陽氏、アドバンスソフト(株)・大西慶治氏に感謝する。

参考文献

- (1) 文科省次世代ITプログラム「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」, <http://www.rss21.iis.u-tokyo.ac.jp>
- (2) 加藤千幸：ガスタービン学会誌, Vol. No. (2007) pp.213-218.
- (3) 大島伸行ほか：ガスタービン学会誌, Vol. No. (2007) pp.219-224.
- (4) 王広, ほか 4 名, 多段遠心ポンプ内部流れの大規模LES解析第19回TSFDシンポジウム, (2004) pp.11-17.
- (5) 姜玉雁, ほか 5 名, 多段遠心ポンプの流体励起固体伝播音の高精度計算法と騒音発生機構の解明, 日本機械学会論文集, 72-719 (C) (2006), pp.2065-2072.
- (6) Takano Y. et al, Numerical simulation of radiated noise from a full-scale multi-stage centrifugal pump, Proceed-ings of the 12th International Congress on Sound and Vibration, (2005), No.731
- (7) 富松重行, ほか 3 名, 流体-構造連成解析による案内羽根付き曲がり管の振動現象の検討, ターボ機械学会誌, 7 (2007), (掲載予定)。
- (8) 秋山修, ほか 3 名, ポリゴンモータから発生する流体騒音の数値解析, 日本機械学会論文集, 73-725 (B) (2007), pp.67-75.
Tsubokura, M. et al, Large Eddy Simulation of unsteady flow around a Formula car on Earth Simulator, SAE 2007 world congress, (2007), pp. 2007-01-0106.
- (10) Tsubokura, M. et al, Current status on high performance computing for vehicle aerodynamics using Large Eddy Simulation, Proceedings of FEDSM07 5th Joint ASME/ JSME Fluids Engineering Conference, (2007), FEDSM 2007-37 456
- (11) 大島伸行, 次世代流体解析システム, 応用物理, 74-8 (2005), pp.1087-1091.
- (12) 富永卓司, 大島伸行, 2-scalar flameletアプローチを用いたガスタービン燃焼器内のLES, 第19回数値流体シンポジウム, (2005), No. B1-6.

次世代タービンディスク用TMW合金の実規模パンケーキディスク試作

Pancake Forging Trial of TMW Alloy for Next Generation Turbine Disks

福田 正^{*1, 2}
FUKUDA Tadashi三橋 章^{*1}
MITSUHASHI Akira加藤 公明^{*1}
KATO Komei原田 広史^{*2}
HARADA Hiroshi谷 月峰^{*2}
GU Yuefeng

キーワード：超耐熱合金，Ni-Co基，TMW合金，C&W，鍛造，タービンディスク
 superalloy, nickel-cobalt base, TMW alloy, cast and wrought, C&W process, turbine disk

1. はじめに

国内航空機エンジン業界は近年大きく成長してきており，民間機エンジン開発において国内メーカの担当部位は年々増大している(表1)。ただし，高圧タービンに関してはこれまで開発担当実績が無く，この部分のコア技術を欧米諸国に握られてきた。しかし昨年，御物質・材料研究機構と(英)Rolls-Royce社との間で共同研究合意がなされ，Trent1000中・高圧タービン用動翼材の開発が行なわれるなど新たな展開が見られ始めている。今後は更に，高圧タービンディスクなどの最重要部材についても国産の材料技術や製造技術を確立，発信していくことが，日本の航空機エンジン業界発展のための鍵となると思われる。

表1 主要民間エンジンと国内メーカの開発担当部位
 出展：(財)日本航空機エンジン協会

Engine Models		V2500	CF34	Engines for B787	
				GE9x	Trent1000
Compressor	Fan/Low Pressure Compressor	Module	Parts (Fan Rotor)		
	Intermediate Pressure Compressor				Module
	High Pressure Compressor		Parts (Rotor Blade/Stator Vane)	Parts (Rotor Blade/Stator Vane)	
	Compressor			Parts (Case)	Module
Turbine	High Pressure Turbine				※
	Intermediate Pressure Turbine				※
	Low Pressure Turbine	Parts (Disc)	Module	Module	Parts (Rotor Blade)
Gear Box			Module		
Accessories		Heat Exchanger, Valve, etc.	Pump, Sensor, etc.		

※Development collaboration of superalloys for blades.

☒ : Responsible for Module
☐ : Responsible for Parts
☐ : Not Applicable (Peculiar to RR's large engines)

2. タービンディスク

高圧タービン内部はタービンディスクとブレードより構成される。中でもタービンディスクはその破壊が航空機墜落に繋がる危険性が高いことから，重要回転体としての高い信頼性が求められる。ディスク製造プロセスには鍛造したインゴットを熱間鍛造する鍛造 (Cast and

Wrought:以下C&W) 法と粉末成型したビレットを用いる粉末冶金 (Powder Metallurgy: 以下P/M) 法があるが，国内にはP/M法に関する設備的，技術的ポテンシャルは無く，タービンディスクの一貫製造法としてはC&W法に限られる。

高圧タービンディスク用C&W合金としてはU720Li*が広く用いられている。近年，この高圧タービン部に使用されるディスク用新合金の開発が国内で行なわれている⁽²⁾⁻⁽⁴⁾。合金の特徴は γ (fcc)- γ' (L1₂)の二相組織を呈する2種類の合金 (U720Li/Co-Ti合金) を適正な比率で組み合わせることにより，相構成や相安定性を損なうことなくC&W法で製造可能な高強度合金としている点であり，U720Liに対して50℃の耐用温度向上を目標としている (図1，2)。これまでにU720Liを大きく上回る特性も報告されており，国内外から実用化への高い期待が寄せられている。

一方で実用化のためにはC&W法による実規模レベルでのディスク製造性を確認する必要がある。本報では開発中の1候補合金 (TMW 2+4 Co) を用いて，溶解～ディスク鍛造までの一連の製造試作を実施しその製造適用性について検討した。本試作は高圧タービンディスクでは国内初となるC&W法による実規模レベルでの製造を試みたものである。

3. 実規模ディスク試作

3.1 試作合金

図3に開発合金の設計マップを示す。縦軸はU720Liに対するCo-Ti合金 (Co-16.9mass%Ti) の添加量，横軸は強化相である γ' 相の体積率を示す。TMW 2+4 Coは他候補合金であるTMW 2をベースとし，より製造性を重視してCoを更に4 mass%高めている (表2)。本合金におけるAlとTiの総量は約7.8mass%と，C&W合金としては極めて多くの析出強化元素を含んでいる。

原稿受付 2007年5月10日

*1 三菱マテリアル株式会社 非鉄材料技術研究所

*2 独立行政法人物質・材料研究機構 超耐熱材料センター

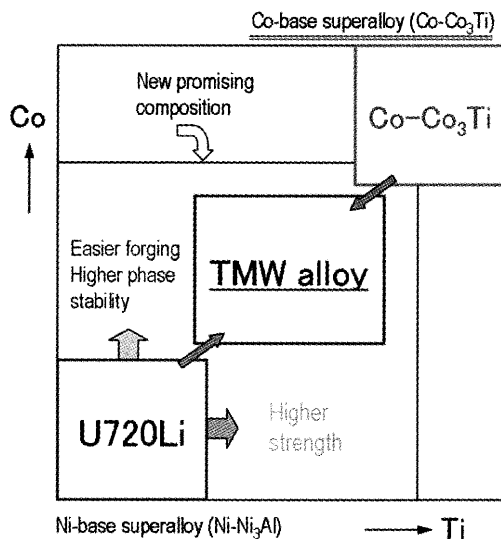


図1 TMW合金設計コンセプト

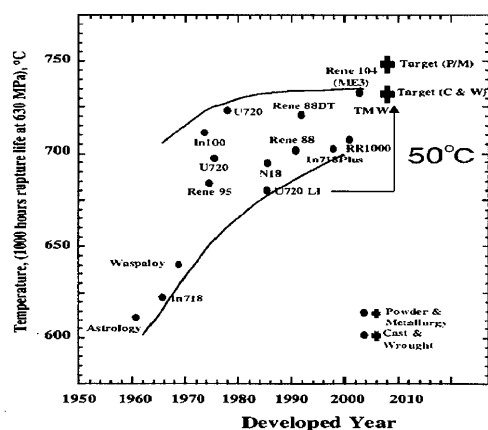


図2 TMW合金の到達目標

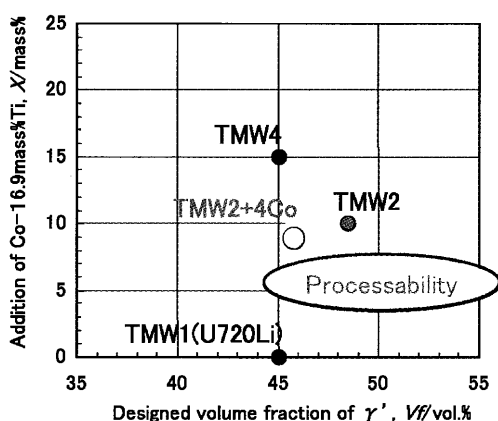


図3 合金設計マップ

表2 TMW2+4Co合金化学組成

Alloy	Ni	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	C	B	mass% Zr
TMW2+4Co	49.6	25.0	13.8	2.6	1.1	2.2	5.6	0.03	0.015	0.03
U720Li	57.1	15.0	16.0	3.0	1.3	2.5	5.0	0.03	0.018	0.03

3.2 ディスク製造プロセス

C&W法によるディスク製造プロセスは大きく分けて溶解、分塊鍛造およびディスク鍛造の各工程から成る(図4)。既に述べたように航空機用タービンディスクには極めて高い信頼性が求められることから、特に破壊の起点となる可能性の高い非金属介在物を可能な限り低減する必要がある。そのため、溶解工程では1次溶解後に2度の製錬をおこなうトリプルメルト法により清浄度の高いインゴットを作製する。その後、分塊鍛造により鑄造組織を破壊、均質化しディスク鍛造素材として適した形状のビレットとする。ディスク鍛造工程では塑性加工としての最終形状を付与するとともに、高特性を満足するための微細均一な組織形成が行なわれる。

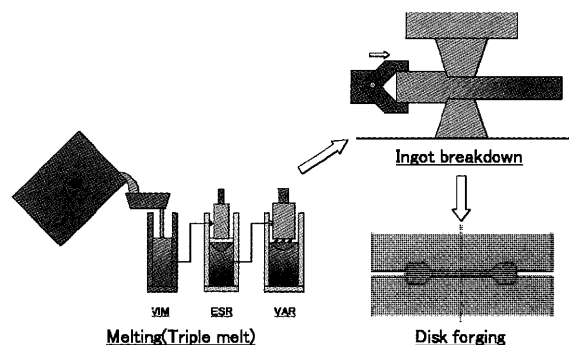


図4 C&W法によるディスク製造プロセス

3.3 溶解工程(トリプルメルト)

溶解工程ではトリプルメルト法により介在物量を極めて低く抑えたインゴットを作製する。1次溶解では真空誘導溶解(VIM)により成分配合と酸素や窒素といったガスの低減が図られる。2次溶解であるエレクトロスラグ再溶解(ESR)では熔融スラグの製錬効果により比較的大きな介在物の浮揚分離とSをはじめとする不純物元素の除去が行なわれる。3次溶解である真空アーク再溶解(VAR)では水冷銅モールドからの高い冷却能により偏析を抑えた比較的微細な組織を持つインゴットが最終的に得られる。

図5に各溶解後のインゴット外観を示す。いずれも外観上割れなどは見られず健全な鑄肌を呈している。最終的なVARインゴット径は約φ500mm、重量約1.7トンである。

表3にVARインゴットの化学分析結果を示す。いずれの元素についてもほぼ目標どおりの成分範囲に納まっている。図6にそれぞれインゴット中央部断面のマクロ組織およびミクロ組織を示す。凝固引け巣や凝固割れといった欠陥、フレックルなどの著しい偏析は観察されない。ミクロ組織ではγ相デンドライトとその間隙に共晶組織、わずかな量の炭化物が存在する通常の鑄造組織を呈する。これらの結果から本合金を用いた実規模溶解プロセスが実施可能であることが確認された。

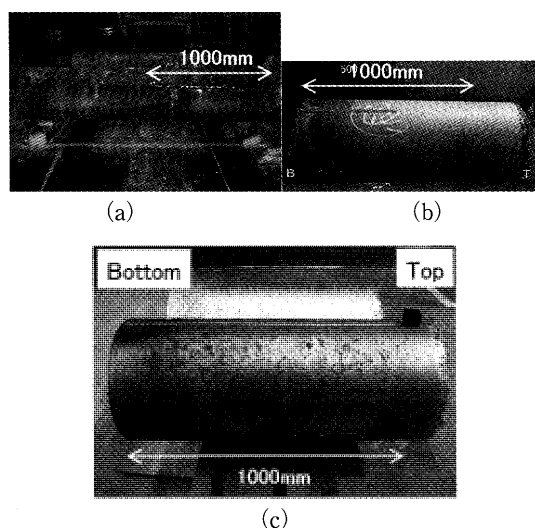


図5 各溶解後のインゴット外観
(a) VIM, (b) ESR, (c) VAR

表3 VARインゴット化学分析結果

	Ni	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	C	B	mass% Zr
Nominal	Bal.	25.0	13.8	2.6	1.1	2.2	5.6	0.030	0.015	0.03
Experimental	Bal.	24.6	13.7	2.6	1.0	2.3	5.5	0.028	0.017	0.03
		-24.9	-14.0		-1.1	-2.4	-5.8	-0.032	-0.019	-0.04

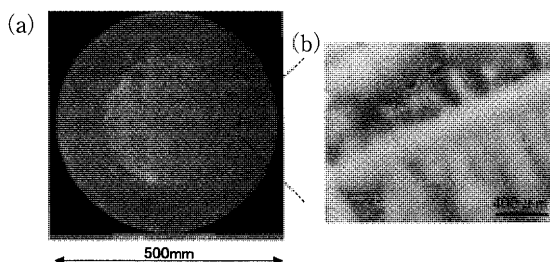


図6 VARインゴット断面の(a)マクロ組織, (b)ミクロ組織

3.4 分塊鍛造工程

分塊鍛造工程では均質化熱処理後のVARインゴットを熱間鍛造しピレットとする。鍛造中の割れの発生および進展を抑制し所定形状のピレットとすることが分塊鍛造工程での大きな課題である。鍛造可能温度範囲を把握するため試作に先立ちインゴットの延性評価をおこなった。VARインゴットより採取した試験片を均質化熱処理後、鍛造前加熱を想定した2種類の温度 (γ' 固溶温度以上, γ' 固溶温度以下) で一定時間保持し、その後室温まで冷却した。これらの試料について種々の温度でグリーブル試験を行ない絞りによる延性評価をおこなった。

図7に試験結果を示す。保持温度による延性の差が明確に現れていることが分かる。 γ' 相固溶温度以下で保持した試料はおよそ1000~1150℃で大きな絞りを示すのに対し、 γ' 相固溶温度以上で保持した試料は全温度域で絞りが低い。大きな絞りの差が見られた1100℃試験材の破断部近傍のミクロ組織を図8に示す。固溶温度以下保持材には結晶粒界および粒内に不均一に析出した γ' 相が観察される一

方、固溶温度以上保持材は γ 単相組織を呈しており、クラックが平坦な結晶粒界を一気に伝播している。このことから、鍛造前の保持温度を制御することにより、粗大な結晶組織を持つインゴットについても大きな延性を確保できることが分かった。 γ' 相の析出と延性向上の関係については明らかにはなっていないが、ミクロ組織から粒界上に析出した γ' 相が粒界を進展するクラックに対して何らかの影響をおよぼしていると思われる。

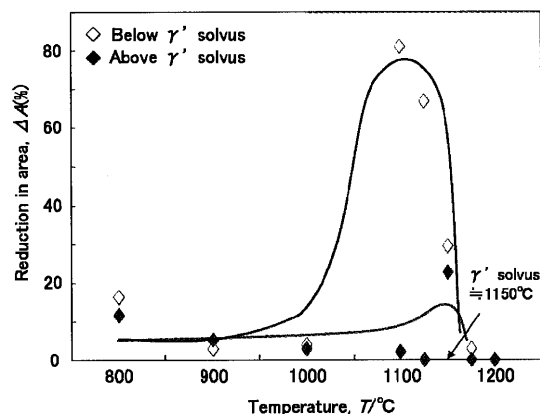


図7 グリーブル試験結果

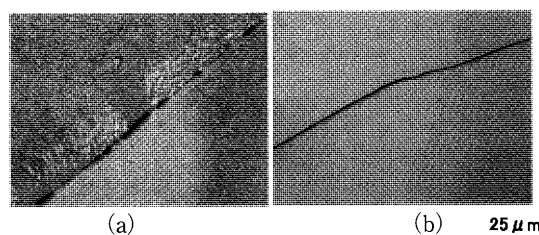


図8 1100℃試験材の破面近傍ミクロ組織
(a) γ' 固溶温度以下保持材, (b) γ' 固溶温度以上保持材

延性評価試験結果をもとに加熱温度を γ' 相固溶温度以下とした分塊鍛造方案を設定し鍛造を行った。その結果、著しい割れを発生させることなく最終的に外径約200mmのピレットを作製することが出来た(図9)。

図10にピレット断面のマクロ組織および標準部位のミクロ組織を示す。ピレット内部にも割れは確認されず健全な組織を呈している。以上から本合金を用いた実規模での分塊鍛造が実現可能であることを確認した。

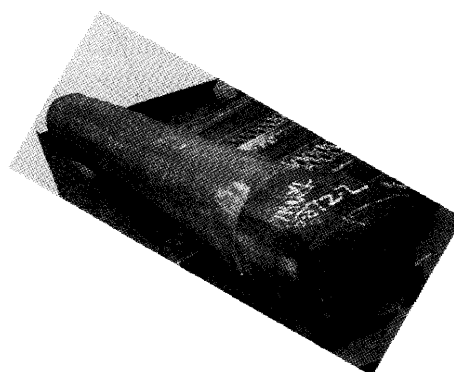


図9 分塊鍛造ピレット外観

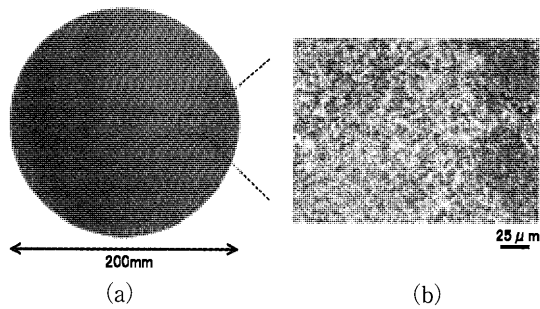


図10 ビレット断面の (a) マクロ組織, (b) ミクロ組織

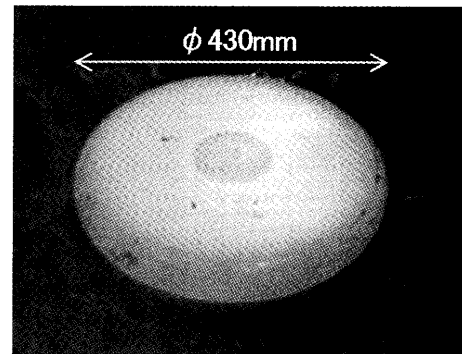


図12 鍛造後のディスク外観

3.5 ディスク鍛造工程

ディスク鍛造工程ではビレットを据込鍛造してディスク形状とする。分塊鍛造同様ここでも鍛造可能温度範囲を守る必要がある。ディスク鍛造ではさらに、①鍛造体内全域で十分に動的再結晶が起こりかつ、②鍛造中の加工発熱による結晶粒の粗大化が起こらない温度範囲とする。そのため鍛造温度はより狭い範囲に管理する必要がある (図11)。本試作では鍛造前加熱温度を1100℃および1140℃としホットダイ鍛造により外径約430mm、高さ約65mmのパンケーキディスクを作製した。

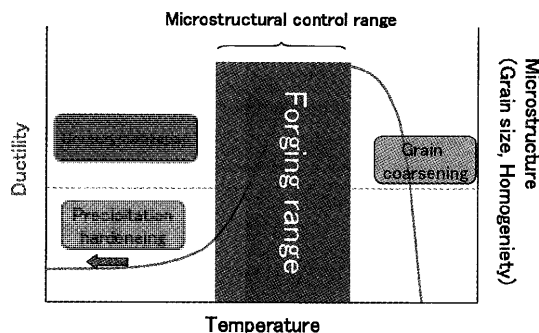


図11 ディスク鍛造における鍛造温度範囲

図12に鍛造後のパンケーキ外観を示す。いずれの温度条件でも座屈や鍛造割れを起こすことなく鍛造を実施することが出来た。図13にパンケーキ断面のミクロ組織を示す。割れや著しい偏析などは見られず健全な組織を呈している。パンケーキ内外周の結晶組織について着目すると、1100℃鍛造材では全域が平均結晶粒径が約9 μmの微細均一な結晶組織を呈しており標準的なタービンディスクと同等である。一方で1140℃鍛造材は全体的に結晶粒が粗大になるに加え、外周から中心部にかけて加工発熱による結晶粒の粗大化が起こっており、パンケーキ内部で不均一な結晶組織を呈している。このことから、今回の試作条件では1100℃が均一な結晶組織が得られる最適な鍛造加熱温度であることが分かった。

これまでの試作結果から、本合金を用いたC&W法による実規模ディスク製造プロセスの実現が可能であることが確認された。

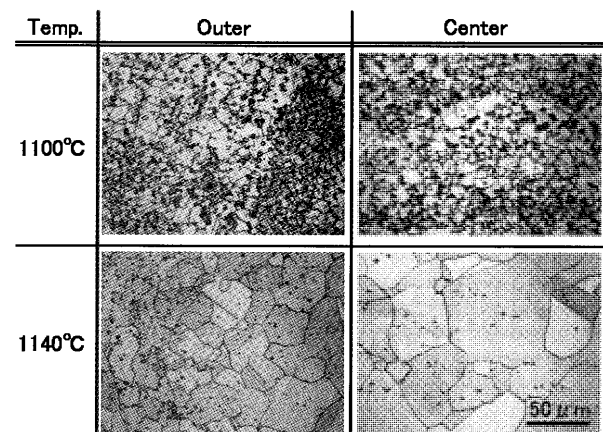


図13 鍛造ディスク内部のミクロ組織

3.6 その他工程 (機械加工および非破壊検査)

実際のディスク製造工程ではディスク鍛造後に熱処理、機械加工、非破壊検査を経て実際の製品として納入される。そこで、作製した鍛造素材のうち1つを供して機械加工および非破壊検査として水浸超音波探傷検査を行い適合性の確認を行なった。

図14に機械加工後の外観を示す。切削速度や表面の加工変質層など詳細な評価はおこなっていないが、切削性はおおよそU720Liと同等であり一般的なディスク形状への機械加工が可能であろうと推察される。

超音波探傷検査は非破壊検査としてほぼ全てのディスク製品に対して実施される。公認規格であるAMS-STD-2154 Class AAA (Disk grade) に準拠し水浸超音波探傷検査を行った。その結果、本合金製鍛造製品の超音波による探傷検査が可能であること、今回試作した鍛造体内部に許容範囲を超える欠陥が無いことを確認した。

4. 終わりに

次世代タービンディスク用新規Ni-Co基 (TMW) 合金の候補1材質 (TMW 2 + 4 Co) について、C&W法による実規模ディスク試作を行った。結果を以下に述べる。

- ・本合金を用いた実規模でのディスク製造プロセスが実現可能であることを実証した。
- ・本合金製パンケーキディスクはU720Liと同様の機械

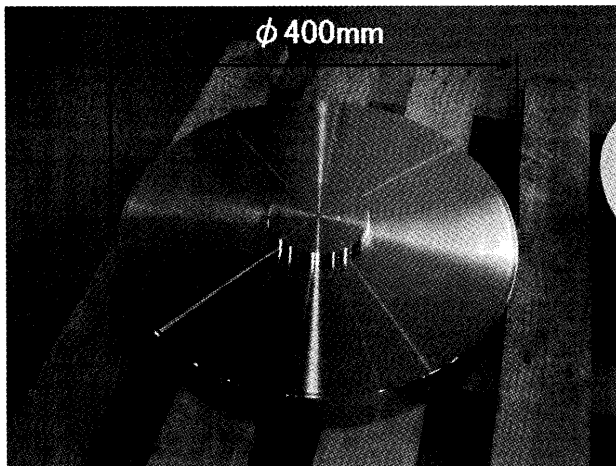


図14 機械加工後のディスク外観

加工が可能であり、また非破壊検査としてディスクグレートの超音波探傷検査が適用可能である。

- ・最適鍛造条件にて作製したパンケーキディスクは、通常のタービンディスクとして適した微細均一な結晶組織を有しており、超音波探傷検査からも許容範囲を超える内部欠陥が無い健全な鍛造体であることを確認した。今回の試作は溶解、分塊鍛造およびディスク鍛造の各

* U:UDIMETは(米)スペシャルメタル社の登録商標

工程において、実規模プロセスが成り立つ条件を確認することを主目的として実施した。実用化までにはさらに品質、効率、安定性、歩留り（コスト）などを考慮した各工程の最適化を図る必要がある。他材質との比較も含めて今後も調査を継続していく予定である。

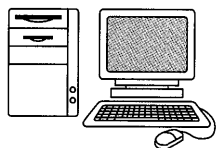
謝 辞

本試作は御新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）「平成17年度 高温タービンディスク製造技術に関する先導調査」の一環として、三菱マテリアル㈱および御物質・材料研究機構が実施したものであることをここに記します。試作にあたり御協力頂いた(財)金属系材料研究開発センター（JRCM）、関係各社、機関ならびに関係者の方々に深く感謝申し上げます。

また、執筆にあたり貴重な御助言を頂きました御物質・材料研究機構 藤岡順三氏に深く感謝を申し上げます。

参考文献

- (1) Cui, C., Gu, Y., Harada, H. and Sato, A., Metall. & Mater. Trans.A, 36A (2005), p.2921
- (2) Cui, C., Gu, Y., Harada, H. and Sato, A., Metall. & Mater. Trans.A, 37A (2006), p.3183
- (3) Gu, Y., Harada, H., Cui, C., Ping, D., Sato, A. and Fujioka, J., Scripta Materialia, v55-n9 (2007), p.815



ソフトウェアは人を育てるか？

山本 誠*¹
YAMAMOTO Makoto

読者の皆様に伺ってみたいことがあります。現在、さまざまなソフトウェア（以下、ソフト）を業務で活用されていると思いますが、そのようなソフトは人材育成、あるいは技術者の技術力向上に本当に役立っているのでしょうか？

私は、熱流体の数値シミュレーション、いわゆるCFD（Computational Fluid Dynamics）を研究テーマとしています。このため、私の研究室の学生は、熱流体の数値シミュレーション・ソフトを新たに開発すること、あるいは既存のソフトを用いて熱流体現象を解析すること、を卒業論文や修士論文の主要テーマにしています。10年ほど前までは、ソフトが充実していなかったため、すべての学生が自分でソフトを開発し、熱流体現象とソフトの中身を十分理解して卒業してくれていたように思います。しかし、最近は、学生が大きくふたつのグループに分かれて卒業しているように感じています。一方は熱流体現象と数値シミュレーションの中身を深く理解してシミュレーション結果も十分説明できるグループ、他方はソフトやコンピュータの使い方だけに習熟して熱流体現象に対する理解度が不十分なグループです。後者のグループは恐らく熱流体現象に興味がないのだと思いますが、得られた可視化結果の美しさ（？）に満足してしまい、なぜそのような結果が出てきたのか、使用した乱流モデル等の物理モデルが結果にどのように効いているのかを考えようとしません。このため、物理的におかしな結果であっても疑うことがありませんし、ソフトや計算条件のどこをどのように直せばより正しい結果が得られるのかも分かっていません。どちらのグループが卒業・修士論文研究を通じて技術力を獲得し、将来につながっているかは明らかでしょう。もちろん後者のグループが出ないように指導過程で注意してはいるのですが、ここ数年はまったく思うにまかせず、どうしたものかと悩んでいます。現在の研究・教育スタイルを変える必要があるのかもしれない。

さて、先日、ある会合で大手電気通信メーカーの技術者（仮にA氏としておきます）と話をする機会がありました。A氏は40代後半で、社内では携帯電話の電気回路設計を統括する立場にいます。電気回路の設計に関する話がほとんどだったのですが、A氏の話に要約す

ると、(1)市販の回路設計ソフトは良くできている、(2)新入社員や回路設計の素人でもすぐに使いこなせるようになる、(3)コンピュータ・ディスプレイ上に表示された回路に抵抗やコンデンサ等の部品を適当に配置し（本当に適当で良いそうです）、入力・出力条件を与え、ディスプレイ上の「最適化」ボタンを押すと、回路のすべての仕様が一瞬で決まる、(4)結果に間違いはまずない、(5)回路設計ソフトの進歩のおかげで設計時間が大幅に短縮された、といったことになります。この話を聞いて、私が「すばらしいですね。ソフトの究極の姿ですね」と言うと、A氏は「そうではないんだ。回路設計ソフトの進歩のしすぎで頭が痛いんだ」と言うのです。さらに、A氏は、「このソフトのおかげで設計者が何も考えなくなってしまった。うまく行っているときは問題ないが、一旦製品に不具合が出ると、改修の対応がまったくできなくなっている」と付け加えました。つまり、最近の若い設計者はソフトの出す結果を鵜呑みにしてしまい、その回路が最適である理由を考えない（考えている時間もない？）ため、結果として与えられた回路が何故そうなっているのかが理解できなくなっているというのです。私が卒業・修士論文研究で漠然と感じていることが、企業の現場でより深刻な形で現れていることにショックを受けました。

幸か不幸か、ガスタービンに関連するソフトは電気回路設計ソフトほど進歩していません。特に、熱流体のソフトはブラックボックスとして利用できるようなレベルにはまったく達していません。今号の特集をご覧ください。でも、まだ研究段階にあることが分かります。しかし、それほど遠くない将来には、完璧な最適化を含んだソフトや、熱流体・構造・振動現象等が統合的に扱えるソフトが市販されるようになるでしょう。そのとき、電気回路設計と同じことが起きるように思えて仕方ありません。

冒頭の問いに対する現在の私の答は、「ソフトを開発する人はソフトによって育てられ技術力が向上するが、ソフトを利用するだけの人は技術力の向上が期待できない」です。ソフトを利用するだけの人には、何らかの教育が別途必要になると思っています。読者の皆様は、現在また将来のソフトをどのようにお考えでしょうか？

原稿受付 2007年4月9日

* 1 東京理科大学 工学部 機械工学科

〒102-0073 東京都千代田区九段北1-14-6

2006年ガスタービン及び過給機生産統計

ガスタービン統計作成委員会

ガスタービン統計作成委員会は、関係各社の協力を得て2006年1月から12月の間におけるガスタービン及び過給機を生産状況を調査・集計し、生産統計資料を作成した。資料提供は、陸船用ガスタービンについては15社、航空用ガスタービンは3社、過給機は13社に依頼した。過給機はすべて排気タービン方式のターボチャージャーであり、機械駆動によるものではない。

1. 2006年陸船用ガスタービン生産統計概要

- (1) 総台数は前年の437台に対し420台と、一昨年まで3年続いた減少傾向が増加に転じた昨年から今年はまた減少し、過去6年間で2番目に低い水準となった。出力区分別では小型が44台減少、中型が30台増加、大型が3台減少となり、全体では17台（4%）の減少となった。出力ベースでは前年の5,171MWに対し4,635MWと前年から536MW（10%）の減少となったが、過去6年間では3番目に高い水準となった。
- ア）小型（735kW以下）は、台数が前年と比べて18%減少の202台、出力も前年比4%減少の64MWになった。
- イ）中型（736～22,064kW）は、台数が前年と比べて19%増加の187台、出力は18%増加の475MWとなり、台数・出力とも増加となった。
- ウ）大型（22,065kW以上）は、台数が前年と比べて9%減少の31台、出力は前年比13%減少の4,095MWになった。
- (2) 用途別にみると、ベースロード用、ピークロード用、非常用、艦艇用、石油化学プロセス用、その他の用途向けで占められており、台数で最も多いのは非常用発電用の71%、出力ではベースロード発電用の90%である。この傾向は前年と同じである。
- ア）非常用は、前年に比べ台数で35台増の300台で13%の増加、出力も38MW増の304MWで14%の増加となっている。区分別にみると、小型では台数で7%増加となったが、出力で2%の減少、中型では台数で21%、出力で18%の増加となっており、中型クラスの増加傾向が見られる。
- イ）ベースロード発電用は、前年に比べ台数で11台減の63台で15%減少、出力では614MW減の4,163MWで13%の減少となっている。区分別にみると、小型が台数で44%減、出力で28%減、中型が台数は増減

なし、出力で11%増、大型が台数で9%減、出力で14%減となっている。台数の減少は、主に小型の減少によるもので、出力の減少は、大型の減少によるものである。中型では台数の増加はないにもかかわらず出力が増加しているが、これは中型クラスで単機出力の大きい案件が増加したことによるものである。

ウ）その他の用途に区分されたものが、前年に比べ台数で47%の減少となっているが、これは可搬型の小型ガスタービンの台数の減少によるものである。

- (3) 燃料の種類別にみると、台数ではガス燃料が前年比3%減の70台、液体燃料が前年比4%減の349台となっている。出力ではガス燃料が前年比13%減の4,011MW、液体燃料が34%減の374MWとなっており、液体燃料の減少が顕著である。構成比率は、台数でガス燃料が全体の17%弱に対し、液体燃料が83%、その他の燃料が1%足らず、出力ではガス燃料が87%に対し液体燃料が8%、その他の燃料が5%となっている。その他の燃料を除いた構成比率は、出力でガス燃料が91%、液体燃料が9%弱となり、昨年と比較すると液体燃料の比率の減少が見られる。

ア）液体燃料では、台数で最も多いのが重油1種で175台。燃料全体の42%を占めている。出力でも重油1種が一番多く191MWで燃料全体の4%を占めている。重油1種は前年に比べて台数で6%の増加であるが、出力では44%の大幅な減少を示している。これは昨年重油1種を使用する大型案件があったため、今年は例年並みの水準となっている。次に多いのは灯油であるが、昨年に比べると台数で16%、出力で37%減少している。軽油は台数、出力ともに昨年とほぼ同水準である。

イ）ガス燃料では、台数が多いのは都市ガスで32台。燃料全体の8%を占めている。出力では天然ガスが一番多く3,231MWで全体の70%を占めている。この都市ガスと天然ガスで台数、出力ともにガス燃料の大半（台数81%、出力84%）を占める、という傾向は昨年と変わらない。

ウ）燃料別比率を出力区分別にみると、台数の多い順に、小型は灯油（42%）、重油1種（41%）、軽油（12%）、中型は重油1種（50%）、軽油（19%）、灯油（16%）、大型は天然ガス（55%）、液化天然ガス（16%）、高炉ガス（13%）となっている。全体では

重油 1 種 (42%), 灯油 (27%), 軽油 (15%) の割合になった。出力でみると, 小型は重油 1 種 (55%), 灯油 (27%), 軽油 (12%), 中型は重油 1 種 (33%), 都市ガス (30%), 軽油 (23%), 大型では天然ガス (78%), 高炉ガス (9%), その他燃料 (5%) となっている。全体では天然ガス (70%), 高炉ガス (8%), その他燃料 (6%) の割合になった。前年に比べると, 台数では小型の液体燃料の減少と中型の液体燃料の増加, 出力では中型の都市ガスの増加, 全体では大型の液体燃料が 0 だったこと, 等が特徴として見られる。小型の液体燃料が台数で 17% 減少している一方で, 中型の液体燃料は 22% 増加している。これは用途別のところで見られた非常用における中型の伸びと関連しているものと考えられる。また中型の都市ガスの出力が 33% 増加していることと, 大型の液体燃料が全くなっていることは, 昨今の原油価格の高騰との関連が考えられる。

- (4) 地域別納入でみると, 台数では国内が前年比 24 台減の 383 台, 輸出が 7 台増の 37 台。出力では国内が前年比 35MW 増の 1,557MW, 輸出が 571MW 減の 3,078MW となっている。

ア) 国内向けは総台数の 91%, 全出力の 34% を占めているが, 前年より 24 台 (6%) の減少, 35MW (2%) の微増となっている。区分別でみると, 小型は台数, 出力それぞれ 45 台, 3MW の減少, 中型では 22 台, 65MW の増加, 大型では 1 台, 27MW の減少となっており, 比較的小出力の小型案件の減少と中型案件の増加がみられる。さらに国内の地域別にみると, 台数で大きな変化があったのは近畿で 12 台, 四国で 20 台の増加, 九州で 21 台の減少などである。出力では東北で 277MW, 関東で 278MW, 近畿で 53MW の増加を示している一方で, 中部で 579MW の大幅な減少となっている。四国の台数増は小型案件の増加によるもの, 九州の台数減は小型, 中型とも軒並み減少していることによるものである。東北, 関東の出力増加および中部の減少はいずれも大型案件による変動である。近畿は台数, 出力ともに増加しているが, 特に中型で 10MW 以上のベースロード発電用が増加したことが, 出力の増加に大きく影響している。地域別のシェアは台数, 出力ともに関東がもっとも多く 38%, 61% を占めている。

イ) 輸出は総台数の 9%, 全出力の 66% と, 昨年と比べて全体に占める割合は台数で 2% 増加したものの, 出力では 5% 減少している。これは昨年より 7 台 (23%) 増加, 572MW (16%) 減少したためである。区分別でみると中型では 8 台, 6MW の増加となったが, 大型では 2 台, 579MW の減少となっており, ここでも単機出力の大きい大型案件の影響がみられる。輸出先別にみると, 台数ではアジア (51%), 欧州 (22%), 中東 (19%) の順になっており, 出

力ではアジア (56%), 中東 (14%), 中南米 (12%) となっている。アジア向けが前年同様最も多いこと, 欧州向け台数と中東向けの増加などが特徴である。アジア向けは対象地域各国の活発な経済情勢の影響を受けてか, 台数, 出力ともに昨年よりさらに増加している。欧州向けは出力では減少しているものの台数は昨年に比べて倍増となっている。中東向けは昨年の実績は 0 であったが, 今年は大型のみで 7 台, 426MW となっている。

- (5) 被駆動機械別ではこれまでと同様に, 台数, 出力とも発電機がほとんどを占め, 台数で 92%, 出力で 98% と, 昨年と同様であるが, 台数を出力区分別でみると, 昨年に比べて小型の割合が減少し, 中型が増加している。推進機, 水ポンプは前年同様の傾向を示しているが, 水ポンプは小型の台数が前年に比べて 2 台増加している。またその他の圧縮機で 2 台, 6MW の実績があった。
- (6) 出力区分別では, 小型では出力区分 0~146kW, 147~367kW がともに減少, 中型では出力区分 736~4,412kW が増加, 大型では出力区分 22,065~44,129kW, 44,130kW 以上とともに減少, などが特徴となっている。全体的な減少傾向の中で, 中型のみ 4,412~10,296kW 以外は増加している。台数の多い順では, 736~4,412kW, 368~735kW, 147~367kW となっており, これは昨年の傾向と変わらない。また出力の多い順では 44,130kW 以上, 22,065~44,129kW, 736~4,412kW となっており, 例年どおりの傾向となった。
- (7) 発電用ガスタービンの台数と出力を昨年と比較すると, 事業用では国内は 4 台, 104MW と台数で 3 台減, 出力で 596MW 減, 輸出は実績なしとなり, 台数で 19 台減, 出力 2,511MW 減と, 大幅な増加がみられた昨年とは一転して大幅な減少となった。自家用では国内が 344 台, 1,376MW と, 台数で 27 台減にもかかわらず, 出力で 621MW と大幅な増加, 輸出も 37 台, 3,078MW と台数で 26 台増, 出力で 1,940MW 増とこちらも大幅な増加となった。

2. 2006年航空用ガスタービン生産統計概要

- (1) ターボジェット／ターボファン・エンジンは, 前年と同じく J/AQM-1 ターゲット・ドローン用のターボジェット TJM 3 と F-2 支援戦闘機用のターボファン F110 の 2 機種のみである。合計出荷台数は F110 の 8 台と TJM 3 の 21 台あわせて 29 台で前年より 3 台増加している。また, F110 の推力が TJM 3 の約 100 倍であることから, 合計推力は F110 の出荷台数に左右され, 前年比で F110 の約 2 台分の増加で合計 1,073kN であった。
- (2) ターボシャフト／ターボプロップ・エンジンは, 昨年同様ターボプロップの新規製造はなくターボシャフト・エンジン 8 機種のみである。合計出荷台数は前々年, 前年の 60 台レベルを割り 53 台であった。

3. 2006年過給機生産統計概要

- (1) 圧縮機翼車外形100mm以下過給機の生産台数は前年比31%増加し、約435万台に達した。
- (2) 圧縮機翼車外形100mm以上過給機生産台数は前年比5%増加し、30,061台に達した。
- (3) 生産されている型式は前年度に比べ4型式減少し、217型式であった。内訳は圧縮機翼車外形100mm以下の過給機が5型式減少し（2006年87型式・2005年92型式）、圧縮機翼車外形100mm以上の過給機が1型式増加した（2006年130型式・2005年129型式）。
- (4) 翼車外径区分別ではClass 1, 4, 5, 8, 9, 11の生産台数が増加傾向にあり、Class 2, 6, 7の生産台数も昨年並みで大幅な減少は見られていない。なお、Class 3の生産台数の減少は9%程度と大き目であるが、Class 3とClass 4の生産台数の合計は昨年並みで、マーケットに大幅な変化があったとは考えづらい。
- (5) 市場動向との関連としては、近年の排ガス規制対応の高まりから、Class 1の過給機生産台数は急増したものと考えられ、他区分の過給機生産台数の増加は近年の造船業界の好調が2006年も続いたことを示すものではないかと考えられる。

Ⅱ. 統計

1. 最近6年間のガスタービン生産推移

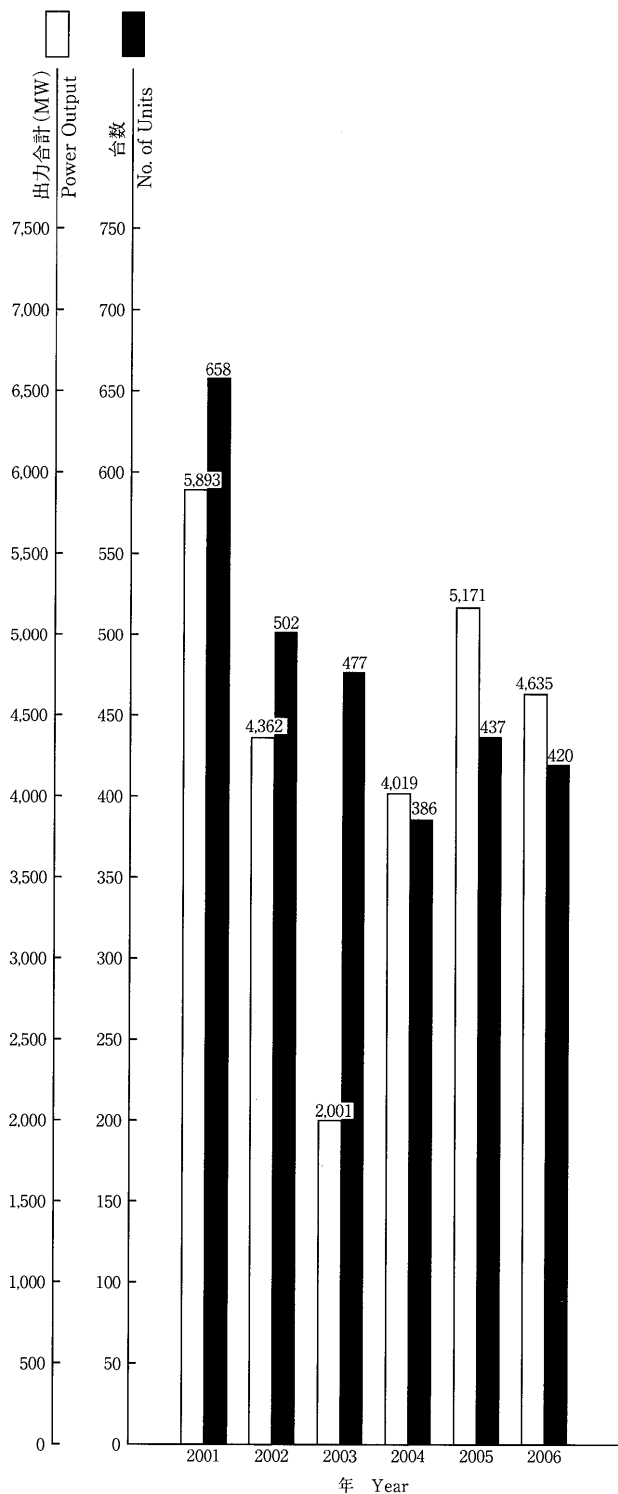


図1 陸船用ガスタービン

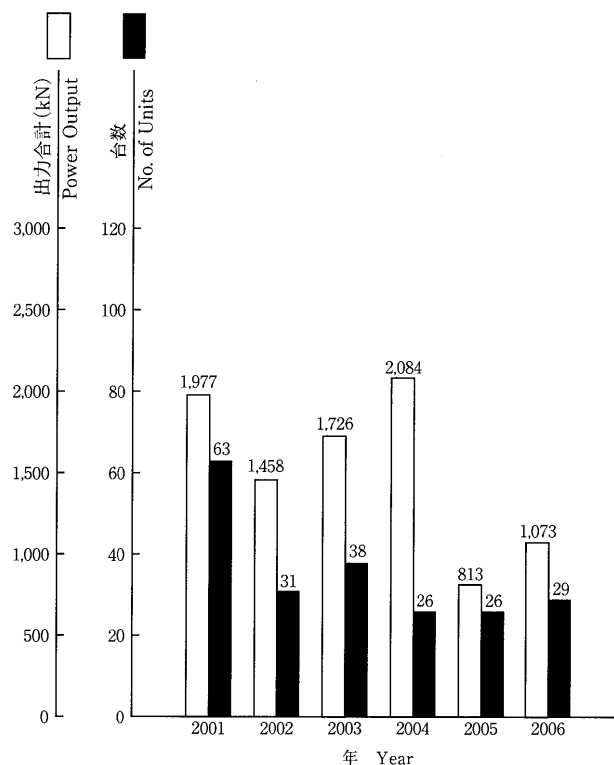


図2 ターボジェット／ターボファン・エンジン

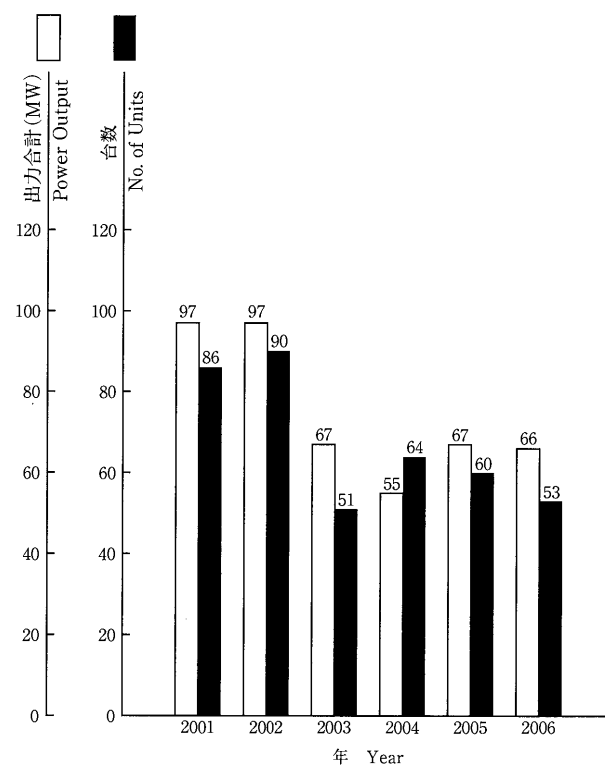


図3 ターボシャフト／ターボプロップ・エンジン

2. 陸船用ガスタービン

表1 2006年用途別生産台数及び出力 (kW)

用途 Application	区分 Code	小型 Small Unit ~735kW		中型 Medium Unit 736~22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW~		全出力 Total	
		台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
ベースロード発電用 Generator Drive for Base Load	BL	10	3,143	24	144,460	29	4,015,040	63	4,162,643
ピークロード発電用 Generator Drive for Peak Load	PL	0	0	1	3,000	2	80,310	3	83,310
非常用発電用 Generator Drive for Emergency	EM	157	54,140	143	250,400	0	0	300	304,540
商船用 Merchant Marine	M	0	0	0	0	0	0	0	0
艦艇用 Military Marine	MM	0	0	4	48,543	0	0	4	48,543
石油化学プロセス用 Oil Refinery and Chemical Process	OR	0	0	2	5,966	0	0	2	5,966
その他のプロセス用 Miscellaneous Chemical Process	PR	0	0	0	0	0	0	0	0
教育用 Education	XP	0	0	0	0	0	0	0	0
空調用 Air Conditioning	ACD	0	0	0	0	0	0	0	0
その他 Miscellaneous	MC	35	6,583	13	23,102	0	0	48	29,685
合計 Total		202	63,866	187	475,471	31	4,095,350	420	4,634,687

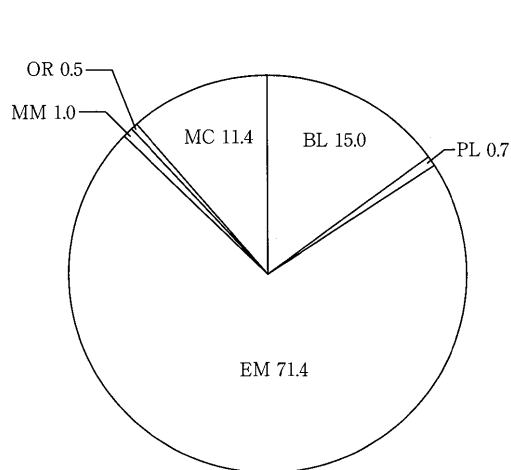


図4 2006年用途別生産台数割合 (%)

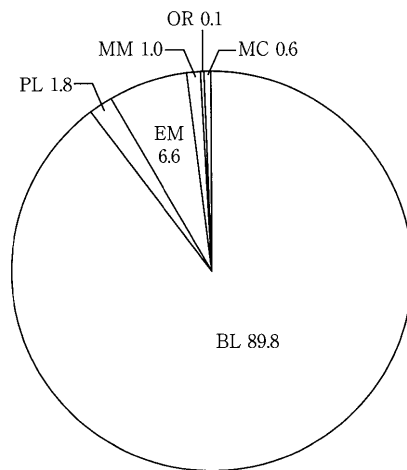


図5 2006年用途別出力割合 (%)

表 2 2006年燃料別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size			小型 Small Unit ～735kW		中型 Medium Unit 736～22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW～		全 出 力 Total	
燃料種類 Kind of Fuel		コード Code	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)
ガス燃料 Gaseous Fuel	液化天然ガス Liquefied Natural Gas	LNG	0	0	0	0	5	171,590	5	171,590
	天然ガス Natural Gas	GNG	1	610	7	16,956	17	3,213,510	25	3,231,076
	都市ガス Town Gas	GTW	10	3,118	22	144,492	0	0	32	147,610
	プロセスガス Process Gas	GRF	0	0	0	0	3	78,530	3	78,530
	高炉ガス Blast Furnace Gas	GBF	0	0	0	0	4	355,500	4	355,500
	コークス炉ガス Coke Oven Gas	GCO	0	0	0	0	1	26,220	1	26,220
	ガス燃料 小計 Sub Total		11	3,728	29	161,448	30	3,845,350	70	4,010,526
	液体燃料 Liquid Fuel	灯油 Kerosene	T	84	17,027	29	47,560	0	0	113
軽油 Gas Oil		K	25	7,835	36	110,843	0	0	61	118,678
重油 1 種 Heavy Oil No.1		H1	82	35,276	93	155,620	0	0	175	190,896
液体燃料 小計 Sub Total		191	60,138	158	314,023	0	0	349	374,161	
その他の燃料 Miscellaneous Fuel		MF	0	0	0	0	1	250,000	1	250,000
合 計 Total			202	63,866	187	475,471	31	4,095,350	420	4,634,687

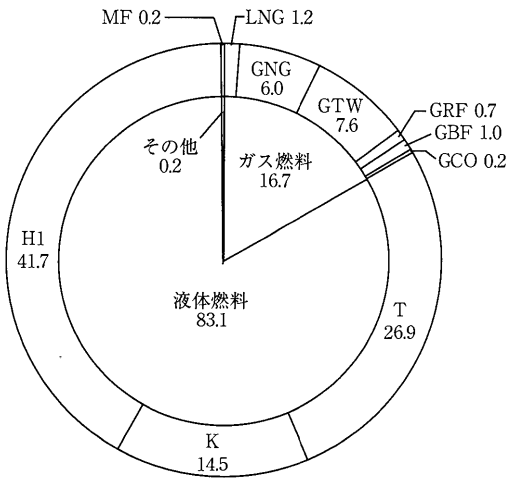


図 6 2006年燃料別生産台数割合 (%)

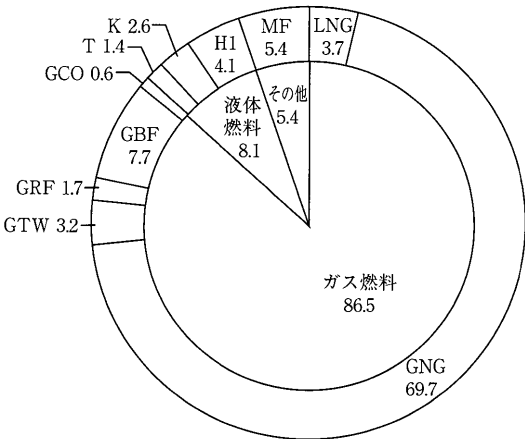


図 7 2006年燃料別出力割合 (%)

表3 2006年地域別生産台数及び出力(kW)

地域 Location		区分 Size	小型 Small Unit ~735kW		中型 Medium Unit 736~22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW~		全出力 Total	
			台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
国内向け Domestic Use	北海道 Hokkaido		14	4,490	8	13,066	0	0	22	17,556
	東北 Tohoku		8	2,720	2	2,000	2	283,990	12	288,710
	関東 Kanto		48	18,080	92	179,340	4	757,110	144	954,530
	中部 Chubu		45	17,185	31	61,150	0	0	76	78,335
	近畿 Kinki		23	10,658	27	111,732	0	0	50	122,390
	中国 Chugoku		11	3,568	4	8,400	0	0	15	11,968
	四国 Shikoku		22	1,630	4	15,950	0	0	26	17,580
	九州 Kyushu		12	4,290	2	7,500	0	0	14	11,790
	沖縄 Okinawa		1	600	0	0	0	0	1	600
	船用主機 Marine Propulsion		0	0	4	48,543	0	0	4	48,543
	船用補機 Marine Auxiliaries		0	0	2	4,800	0	0	2	4,800
	未定 Unknown		17	35	0	0	0	0	17	35
国内向け 小計 Sub Total			201	63,256	176	452,481	6	1,041,100	383	1,556,837
輸出向け For Export	北米 North America		0	0	0	0	0	0	0	0
	中南米 South Central America		0	0	0	0	1	377,400	1	377,400
	アジア Asia		0	0	8	18,780	11	1,707,720	19	1,726,500
	大洋州 Oceania		0	0	0	0	2	183,670	2	183,670
	欧州 Europe		1	610	3	4,210	4	359,280	8	364,100
	旧ソ連 Former Soviet Union		0	0	0	0	0	0	0	0
	中東 Middle East		0	0	0	0	7	426,180	7	426,180
	アフリカ Africa		0	0	0	0	0	0	0	0
輸出向け 小計 Sub Total			1	610	11	22,990	25	3,054,250	37	3,077,850
合 計 Total			202	63,866	187	475,471	31	4,095,350	420	4,634,687

表4 2006年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size	コード Code	小型 Small Unit ～735kW		中型 Medium Unit 736～22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW～		全 出 力 Total	
		台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)
被駆動機械 Driven Machinery									
発電機 Electric Generator	G	185	57,378	169	405,082	31	4,095,350	385	4,557,810
推進機 Propeller	PRR	0	0	4	48,543	0	0	4	48,543
水ポンプ Water Pump	W	17	6,488	12	15,880	0	0	29	22,368
その他の圧縮機 Gas Compressor	GC	0	0	2	5,966	0	0	2	5,966
合 計 Total		202	63,866	187	475,471	31	4,095,350	420	4,634,687

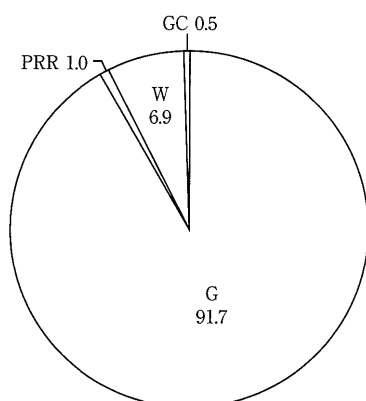


図8 2006年被駆動機械別生産台数割合 (%)

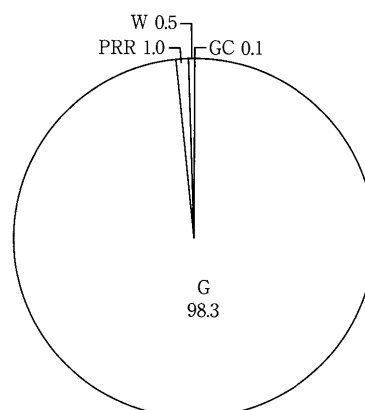


図9 2006年被駆動機械別出力割合 (%)

表5 2006年出力区分別生産台数及び出力 (kW)

出 力 区 分 (kW) Units Output		台数 Units	出 力 Output (kW)
小 型 Small Unit 0～735kW	0～146	43	1,490
	147～367	67	17,186
	368～735	92	45,190
	小計 Sub Total	202	63,866
中 型 Medium Unit 736～22,064kW	736～4,412	167	283,956
	4,412～10,296	11	73,012
	10,297～16,180	8	101,253
	16,181～22,064	1	17,250
	小計 Sub Total	187	475,471
大 型 Large Unit 22,065kW～	22,065～44,129	15	456,080
	44,130～	16	3,639,270
	小計 Sub Total	31	4,095,350
合 計 Total		420	4,634,687

表6 2006年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size			小型 Small Unit ～735kW	中型 Medium Unit 736～22,064kW	大型 Large Unit 22,065kW～	全 出 力 Total				
用 途 Application		コード Code	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)
国内事業用 Domestic/Public Use	ベースロード発電用	BL	0	0	2	23,750	0	0	2	23,750
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	2	80,310	2	80,310
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	国内事業用 小 計 Sub Total		0	0	2	23,750	2	80,310	4	104,060
国内自家用 Domestic/Private Use	ベースロード発電用	BL	9	2,533	18	111,220	4	960,790	31	1,074,543
	ピークロード発電用	PL	0	0	1	3,000	0	0	1	3,000
	非常用発電用	EM	157	54,140	136	236,900	0	0	293	291,040
	そ の 他	MC	18	95	1	7,222	0	0	19	7,317
国内自家用 小 計 Sub Total			184	56,768	156	358,342	4	960,790	344	1,375,900
国内合計 Domestic Use Total			184	56,768	158	382,092	6	1,041,100	348	1,479,960
輸出事業用 For Export/Public Total	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	0	0	0	0
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	輸出事業用 小 計 Sub Total		0	0	0	0	0	0	0	0
輸出自家用 For Export/Private Use	ベースロード発電用	BL	1	610	4	9,490	25	3,054,250	30	3,064,350
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非常用発電用	EM	0	0	7	13,500	0	0	7	13,500
	輸出自家用 小 計 Sub Total		1	610	11	22,990	25	3,054,250	37	3,077,850
輸出合計 For Export Total			1	610	11	22,990	25	3,054,250	37	3,077,850
事業用 Public Use	ベースロード発電用	BL	0	0	2	23,750	8	0	10	23,750
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	2	80,310	2	80,310
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	事業用 合 計 Total		0	0	2	23,750	2	80,310	4	104,060
自家用 Praivate Use	ベースロード発電用	BL	10	3,143	22	120,710	29	4,015,040	61	4,138,893
	ピークロード発電用	PL	0	0	1	3,000	0	0	1	3,000
	非常用発電用	EM	157	54,140	143	250,400	0	0	300	304,540
	そ の 他	MC	18	95	1	7,222	0	0	19	7,317
自家用 合 計 Total			185	57,378	167	381,332	29	4,015,040	381	4,453,750
総 計 Grand Total			185	57,378	169	405,082	31	4,095,350	385	4,557,810

Note : Code Explanation BL : for Base Load PL : for Peak Load EM : for Emergency MC : any other miscellaneous use

3. 航空用ガスタービン

表7 2006年ターボジェット／ターボファン・エンジン
生産台数及び出力 (kN)

生産台数 No. of Units	29	スラスト合計*1 Thrust	1,073
----------------------	----	--------------------	-------

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

表8 2006年ターボシャフト／ターボプロップ・エンジン
生産台数及び出力 (kW)

区 分 Size	0～735kW		736kW～		全出力	
用 途 Application	台数 Units	出 力*2 Output (kW)	台数 Units	出 力*2 Output (kW)	台数 Units	出 力*2 Output (kW)
固定翼機用 Fixed Wing Aircraft	0	0	0	0	0	0
ヘリコプタ用 Helicopter	4	2,636	38	62,707	42	65,343
補助機関駆動用 Aux. Drive Units	11	736	0	0	11	736
合 計 Total	15	3,372	38	62,707	53	66,079

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

4. 過給機

表9 2006年過給機生産台数及び型式数

区 分	Size	台数 No. of Units	型式数*3 No. of Models
Class	圧縮機翼車外径 (mm) Diameter of Compressor Impeller		
Class 1	0～ 100	約4,350,000	87
Class 2	101～ 200	28,370	30
Class 3	201～ 300	557	22
Class 4	301～ 400	263	20
Class 5	401～ 500	173	15
Class 6	501～ 600	183	12
Class 7	601～ 700	224	13
Class 8	701～ 800	65	5
Class 9	801～ 900	193	11
Class 10	901～1,000	0	0
Class 11	1,001～	33	2
合 計*4 Total		30,061	130
資料提供社数 No. of Companies which supplied Data		13	

※3 型式はいずれも排気タービンである。
Every model is an exhaust turbine type supercharger.

※4 合計数は、圧縮機翼車外径100mmを越す分を示す。
The figure shows total number of superchargers over 100mm in impeller diameter.

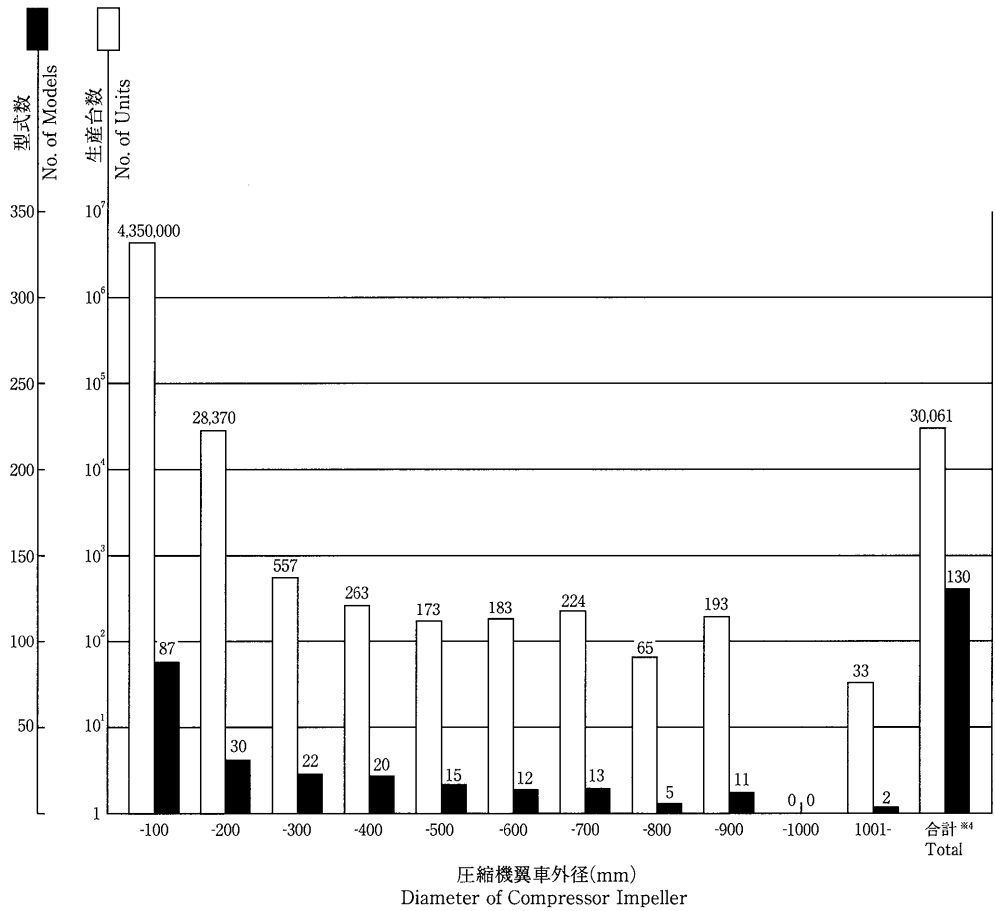


図10 2006年過給機生産台数及び型式数

2007年度第1回技術フォーラム及び見学会報告

上松 一雄^{*1}
UEMATSU Kazuo

6月1日(金)、九州大学の工学部新キャンパスである伊都キャンパスにて「第1回技術フォーラム及び見学会」が開催され18名の方々が参加されました。広大で設備の充実した素晴らしいキャンパスで既に開校した部分と建設途上の部分とがありました。先生のお話によると魏志倭人伝の伊都国から名称を取ったとの事でこの時期は麦秋(初夏の頃)やほととぎすの鳴声が素晴らしいとの事でした。

講演はいずれも九大の先生方によるもので、EFD(Experimental Fluid Dynamics)とCFD(Computational Fluid Dynamics)を活用した、速水洋先生の「高圧力比遠心圧縮機の開発研究—EFDとCFDの活用—」【概要; CFX ver10の定常解析(90万点40分)の活用(将来は非定常へ)と衝撃波を緩和し作業範囲を広げる逆反り翼の紹介】と、古川雅人先生の「軸流圧縮機の失速点近傍における非定常流動現象のEFD/CFDハイブリッド解析」【概要; 翼間内の渦の挙動を見るため、実験(同時面圧力計測)やCFD(特異点理論に基づく渦構造の同定)を駆使して失速点の解明をされ「失速点近傍に翼の圧力面

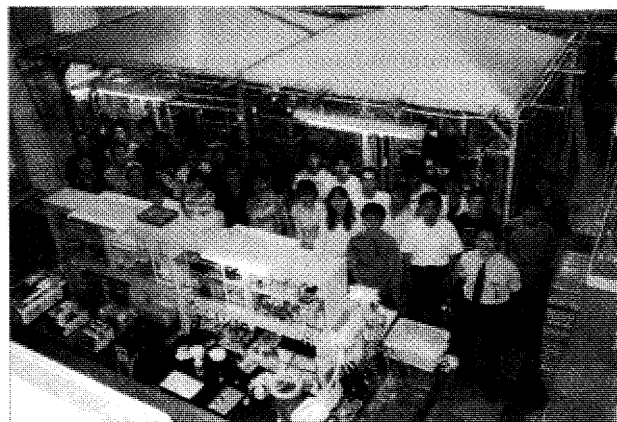
で圧力変化が生ずるとの常識外の計測結果」に対し、CFDで実は翼先端漏れ渦が崩壊し隣接翼の圧力面に影響している状況をCFDで美しく(渦が流れて隣接翼に到達)示された紹介】、の2点に、燃料電池や水素に関する佐々木一成先生の「固体酸化物形燃料電池(SOFC)の多様燃料適用性と耐久性」の1点、の合計3点でした。また、見学は、山崎伸彦先生のファン騒音のアクティブコントロールの研究状況及び無響室や無響室風洞の設備など、佐々木一成先生の燃料電池を開発するための耐久性向上等に向けた材料製作からクロマトグラフィ/マイクロ顕微鏡/実験設備までを一手にやると言うSOFC実用化へ着実に進む設備の数々、古川雅人先生の講演内容に沿った設備の数々、それに興味深いのは「渦を利用し風車後方圧力を下げ出力UPを図る」タイプの風車の実物(3-5割風スピードを上げ出力3倍)、それに九大が「水素利用技術研究センター」として水素利用拠点になり産総研(旧工技院)の水素材料先端科学研究センターの誘致(現在建屋を建築中)するなど積極的な役割を担っている状況、など盛りたくさんの内容でした。

短時間の技術フォーラムでしたが中身の詰まったご講演・見学でした。技術フォーラム開催にご尽力頂きました速水先生・古川先生に心より感謝申し上げます。また、開催の音頭を取って頂いた関係者に感謝申し上げます。

以上
(地方委員会委員)



九州大学伊都新キャンパス



佐々木一成先生の燃料電池研究室

2007年度第2回見学会報告

倉田 修*¹
KURATA Osamu

2007年6月15日(金)に千葉県成田市成田国際空港にあるJALエンジンテクノロジー株式会社(JAL JET)の見学会が開催された。当日は晴天に恵まれ、大学・研究所関係、電力会社およびエンジンメーカ等から36名の参加があり盛況であった。

まず、吉岡代表取締役社長殿より、JAL JETと航空用ガスタービンエンジンの整備の概要についてご説明をいただいた。

JAL JETは、1988年に日本航空(株)の100%出資で設立され、JALグループの整備部門に属し、成田国際空港内のJALエンジンメンテナンスセンター内に本社工場を設けている。当初は、JALのエンジン整備の修理工程や冶工具類製作の受託からはじめたが、その後受託領域を拡大し2004年にはAPUの包括整備や大型エンジンのモジュール整備を受託、2005年にはエンジン部品修理工程のすべてを肩代わりすることになった。資本金は8000万円、従業員数は約670名である。

航空機の整備は機体整備と工場整備からなり、機体整備は(株)JAL航空機整備成田(JALNAM)と(株)JAL航空機整備東京(JALTAM)で、工場整備はJAL JETでエンジンを、(株)JALアビテック(JAT)において電気・電子・機械部品や機内空調設備を行なっている。

機体の整備は、検査技術やモニタリング技術の進歩とともに進化している。整備方式と整備要目(実施すべき作業)があり、実施時期は1) Hard Time(時間限界)、2) On Condition(定期点検)、3) Condition Monitoring(故障時に作業)に分類される。整備プログラムは信頼性管理体系により管理・更新されていて、メーカの指示する最小限のものと経験に基づくものがある。

エンジンの整備要目は、1) Minimum Requirement(必要最小限)、2) Life Limited Parts(飛行サイクル数)、3) Maintenance Requirement(経験に基づく)に分類される。信頼性管理体系は1) Event Monitoring Program(故障時)、2) Trend Monitoring Program(故障を統計処理)、3) Specific Monitoring Program(特定項目)と4) Aircraft Total Performance Monitoring Program(全般の信頼性)に分類される。故障は機上システムでモニターされ、到着前に把握している。

エンジンの整備は、搬入、分解前検査、分解、洗浄、検査・修理、組立、試運転、搬出の順に行なわれる。概要説明の後、2班に分かれ、JAL JETの整備作業を見学させていただいた。

まず、強アルカリ、強酸などの洗浄設備を、次に、ター

ビン翼の目視検査やX線、磁・非磁性体など非破壊検査を、さらに、超高圧水噴射による劣化した耐熱皮膜の剥離、プラズマ溶射による磨耗部の寸法回復、燃焼器の溶射・溶接、溶接部の焼入れ・焼き戻し用大型水槽などの修理工程、APUと完成したエンジンを見学させていただいた。

次に、エンジン試運転の棟に移動し、内部を見学させていただいた。建物上方から吸・排気する構造で、2基あった。

さらに、JALNAMの格納庫に移動し、BOEING 777のC整備(自動車の車検に相当)を見学させていただいた。格納庫は機体が3機入る大きさであった。エンジンはGE90-94Bである。FOD対策としてカーボン製のファンのリーディングエッジにチタニウムチップが接着されていた。検査用のボアスコープはインスペクションポートの蓋を開けて挿入し、コンプレッサ、燃焼器、タービンのすべてのステージを検査できる。ボアスコープで異常があればエンジンを降ろしJAL JETに委託される。エンジンにはパイプのクランプやワイヤーのブラケットがあり振動するのでオイル漏れとともに重点的に点検するそうである。

最後に、質疑応答が行なわれた。団塊の世代問題や技術の伝承については整備士養成プログラムで対応していること、工具の管理はトレーサビリティに対応していることなどが紹介された。

エンジンおよび航空機の整備、整備要目と信頼性管理体系について御紹介していただき、見学会は盛況のうちに終了した。

最後に、ご多忙中のところ、見学会の準備及び当日いろいろお世話いただいたJALエンジンテクノロジー(株)吉岡代表取締役社長はじめ、関係者の方々に厚くお礼を申し上げます。

(企画委員)



JALNAMにおけるBOEING777のC整備

GTSJ 第32期委員名簿（順不同）

《各委員会構成》

《総務委員会》

木村 覚（日立） 塩原元哲（東京電力） 塚原章友（三菱重工） 平野孝典（拓学） 廣川順一（IHI）
松沼孝幸（産総研）

《企画委員会》

大庭芳則（IHI） 川上忠重（法学） 木村武清（川崎重工） 倉田 修（産総研） 小出俊輔（防衛省）
高橋俊彦（電中研） 武田淳一郎（富士電機システムズ） 鳥飼高行（東芝） 三嶋英裕（日立）
吉田征二（JAXA） 若原剛人（新潟原動機）

《編集委員会》

有村久登（三菱重工） 市川 薫（東邦ガス） 伊東正雄（東芝） 刑部真弘（東京海洋大） 加藤千幸（東大）
柏原宏行（川崎重工） 佐々木直人（アイ・エイチ・アイ・エアロスペース） 塩原元哲（東京電力） 辻田星歩（法大）
中村修三（荏原） 名本道生（ダイハツ） 幡宮重雄（日立） 服部学明（三井造船） 平田 豊（IHI）
廣光永兆（IHI）

《ガスタービン統計作成委員会》

○千葉 薫（IHIエアロスペース） 上田邦彦（IHI） 荒木伸二（日立） 今井則和（ヤンマー）
酒井義明（東芝） 白石 隆（三菱重工） 原田 純（川崎重工） 馬場康弘（ターボシステムズユナイテッド）
山上展由（三菱重工）

《学術講演会委員会》

○渡辺紀徳（東大） 古谷博秀（産総研） 山本 武（JAXA） 加藤 大（IHI） 荒木秀文（日立）
佐伯祐志（東芝） 中台久雄（荏原） 園田豊隆（本田技術研究所） 平野孝典（拓殖大）

《広報委員会》

○山本 誠（東京理科大） 因幡和晃（東京理科大） 荒井 修（日立） 岩崎英和（川崎重工） 太田 有（早大）
北山和弘（東芝） 辻田星歩（法大） 姫野武洋（東大） 藤岡昌則（三菱重工） 牧田光正（JAXA）

《国際委員会》

○藤網義行（ESPR組合） 石田克彦（川崎重工） 松田 寿（東芝） 太田 有（早大） 二村尚夫（JAXA）
武石賢一郎（阪大） 中村良也（アイ・エヌ・シー・エンジニアリング） 幡宮重雄（日立） 福田雅文（上智大）
藤岡昌則（三菱重工） 渡辺紀徳（東大） 船崎健一（岩手大） 松尾亜紀子（慶大） 山根 敬（JAXA）
川口 修（慶大名誉教授） 木下康裕（川崎重工） 大北洋治（IHI）

《地方委員会》

○武石賢一郎（阪大） 岡 芳彦（三井造船） 吉田邦夫（タクマ） 坂本光男（大阪ガス） 吉竹 茂（関西電力）
橋本正孝（神戸大） 橋本啓介（川崎重工） 三宅 裕（福井工大） 速水 洋（九大） 清嶺地 誠（日立造船）
中西章夫（九州電力） 名本道生（ダイハツ） 辻川吉春（大阪府大） 辻本良信（阪大） 吉田英生（京大）
川田 裕（大阪工大） 六山亮昌（三菱重工） 上松一雄（菱友システム技術）

《英文論文集編集委員会》

○渡辺紀徳（東大） 山根 敬（JAXA） 有村久登（三菱重工） 石田克彦（川崎重工） 大北洋治（IHI）

太田 有 (早大) 加藤 大 (IHI) 柴田 貴 範 (日立) 田 頭 剛 (JAXA) 武石賢一郎 (阪大)
土屋 利 明 (東京電力) 船 崎 健 一 (岩手大) 山 本 武 (JAXA) 山 本 誠 (東京理科大) 吉 岡 洋 明 (東芝)

《組織検討委員会》

○川 口 修 (慶大名誉教授) 太田 有 (早大) 土屋 利 明 (東京電力) 筒 井 康 賢 (高知工科大) 本 間 友 博 (元IHI)
水 木 新 平 (法大)

《倫理規定検討委員会》

○葉 山 眞 治 (東大名誉教授) 筒 井 康 賢 (高知工科大学) 本阿弥眞治 (東京理科大学) 児 玉 秀 和 (IHI) 杉 本 隆 雄 (川崎重工)
福 泉 靖 史 (三菱重工)

2007年国際ガスタービン会議

《実行委員会》

○大 田 英 輔 (早大) 水 木 新 平 (法大) 渡 辺 紀 徳 (東大) 西 澤 敏 雄 (JAXA)

《総務委員会》

○土屋 利 明 (東京電力) 山 根 敬 (JAXA) 吉 田 博 夫 (産総研) 山 本 誠 (東京理科大) 辻 田 星 歩 (法大)
太 田 有 (早大) 旭 陸 (IHI) 福 田 雅 文 (上智大) 幡 宮 重 雄 (日立) 塚 原 章 友 (三菱重工)

《論文委員会》

○武石賢一郎 (阪大) 寺 本 進 (東大) 藤 網 義 行 (ESPR組合) 木 下 康 裕 (川崎重工) 吉 岡 洋 明 (東芝)
濱 崎 浩 志 (IHI) 壹 岐 典 彦 (産総研) 山 下 章 (JALエンジンテクノロジー) 緒 方 隆 志 (電中研)
土 井 裕 之 (日立) 幸 田 栄 一 (電中研) 田 口 秀 之 (JAXA) 大 北 洋 治 (IHI) 福 山 佳 孝 (JAXA)
松 沼 孝 幸 (産総研) 山 本 武 (JAXA) 福 泉 靖 史 (三菱重工) 伊 藤 栄 作 (三菱重工) 古 谷 博 秀 (産総研)
宇 治 茂 一 (IHI)

《財務委員会》

○長谷川 聰 (川崎重工) 遠 崎 良 樹 (日本航空機エンジン協会) 小松秀明 (日立) 杉 浦 裕 之 (川崎重工)

《展示委員会》

○藤 谷 康 男 (日立) 乾 泰 二 (日立) 早 東 昇 (日立) 西 村 真 琴 (日立) 天 本 幹 夫 (日立)
下 村 純 志 (日立) 西 出 重 人 (IHI) 池 田 慈 朗 (IHI) 酒 井 義 明 (東芝) 鳥 飼 高 行 (東芝)
小 森 豊 明 (三菱重工) 乃 村 春 雄 (川崎重工) 井 上 俊 彦 (川崎重工) 坂 本 明 子 (三井造船) 須 田 祐 志 (荏原エリオット)
江 藤 浩 一 (荏原エリオット) 藤 沢 良 昭 (JAXA) 原 田 正 志 (JAXA)

《行事委員会》

○水 木 新 平 (法大) 松 尾 亜 紀 子 (慶大) 川 上 忠 重 (法大) 谷 山 雅 俊 (東芝) 本阿弥眞治 (東京理科大)
山 本 勝 弘 (早大) 藤 本 一 郎 (拓大)

《顧問》

川 口 修 (慶大名誉教授) 吉 識 晴 夫 (帝京平成大) 塚 越 敬 三 (三菱重工) 佐 藤 幹 夫 (電中研)

第35回ガスタービン定期講演会（岐阜）・見学会のお知らせ

第35回ガスタービン定期講演会・見学会を以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

主 催：(社)日本ガスタービン学会

共 催：(社)日本機械学会

開 催 日：

・講演会 2007年9月19日(水), 20日(木), 見学会 2007年9月21日(金)

開催場所：

・長良川国際会議場（住所：岐阜市長良福光2695-2 電話：058-296-1200）

HP: <http://www.g-ncc.jp>

講演会：

- ・一般講演：空力、燃焼・燃焼器、伝熱、材料、開発、性能、保守等 42件を予定
- ・特別講演：「道三と信長と岐阜」 加納 宏幸氏（郷土歴史家）
- ・パネルディスカッション：「ガスタービン・ジェットエンジン関連国家プロジェクトの最新事情と将来展望」

参加登録費：

- ・共催学会正会員 13,000円
- ・学生会員 4,000円（ただし論文集無しで1,000円）
- ・会員外 18,000円（ただし学生は論文集有りで7,000円，論文集無しで4,000円）

懇 親 会：

- ・第1日目の講演会終了後、長良川国際会議場内 国際会議室にて開催いたします。
- ・なお、懇親会参加費として2,000円を徴収させていただきます。

見 学 会：

- ・日時：9月21日(金)
- ・見学先：川崎重工岐阜工場，かかみがはら航空宇宙科学博物館 他を予定
（解散予定時刻 名古屋駅16:30から17:00頃を予定 交通状況によって前後する可能性があります。）
- ・定員45名程度，先着順，講演会登録者に限ります。
- ・参加費6,000円（希望者は9月7日までに登録をお願いいたします。）

宿 泊：

- ・当日岐阜大学で他の大規模な学会が予定されております。各自お早めに宿泊の手配をお願いします。

お 弁 当：

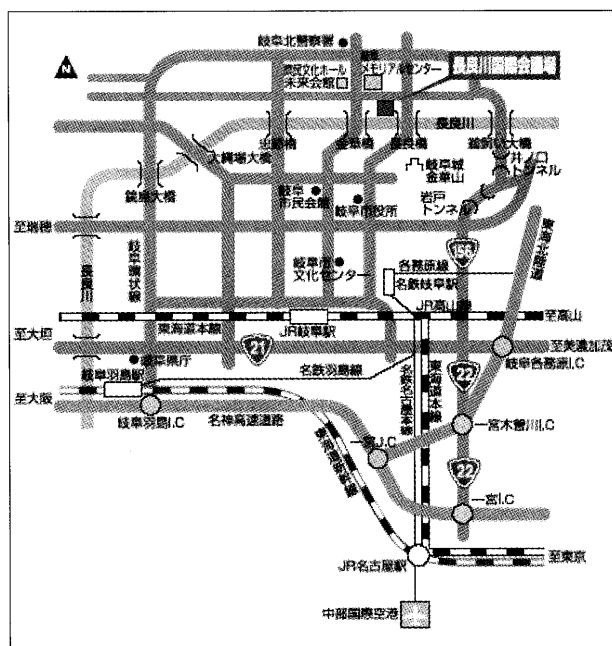
- ・会場周囲に適当な飲食店が少なく，売店等もないため，20日の昼食用のために弁当予約を受け付けます。ご希望の方は参加申込時にご予約ください。（お茶付800円）

参加申込方法：

- ・講演会，見学会に参加をご希望の方は，学会HP（<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/>）から登録されるか，参加申込書に必要事項をご記入の上，学会事務局宛にお申し込み下さい。参加登録は，受付の混乱を避けるため，事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

講演会場への交通等：

- ・JR岐阜駅・名鉄岐阜駅から
 <岐阜バス>
 「長良線1・11番」長良川国際会議場北口下車
 （徒歩2分）
 「三田洞線13・33番」長良川国際会議場前下車
 （バスの所要時間はいずれも約20分です。）
 <タクシー> 所要時間10から15分です。



第35回ガスタービン定期講演会 (岐阜) プログラム

— 第1日 —

(一般講演 講演時間 15分 討論 5分、*印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです)

第1室		第2室	
12:30	《一般講演》マイクロガスタービン利用技術 座長：中台久雄 (荏原製作所)	12:50	《一般講演》翼冷却技術 座長：荒木秀文 (日立製作所)
A-1 4kW 級マイクロガスタービンの応用研究～小型車両開発～ * 田中秀樹、速水悟、田村哲嗣 (岐阜大)		B-1 複合冷却の冷却性能に関する研究 * 松下政裕、山根敬、三村富嗣雄、福山佳孝 (JAXA)	
A-2 札幌市におけるマイクロガスタービンコジェネレーションと非熱利用蓄熱システム * 倉田修、角口勝彦、吉田博夫、豊岐典彦、松沼孝幸、平野聡、前田哲彦 (産総研)		B-2 フィルム冷却流れにおける連成解析 * 馬場隆弘 (JAXA)、田中治平 (農工大)、山根敬、福山佳孝 (JAXA)、吉田豊明 (農工大)	
A-3 セラミック部材を組み込んだ小型ガスタービンの試験と今後の課題 * 豊岐典彦、* 松沼孝幸、吉田博夫、相岡 賢、井上貴博、鈴木雅人 (産総研)		B-3 フィルム冷却を伴う複合型インピンジメント冷却構造の熱流体特性に関する研究 (CFD による予測) * 船崎健一 (岩手大)、ハミドン・ビンサーレ (岩手大院)、 山田和豊、谷口英夫、菊池護 (岩手大)	
A-4 消化ガス用マイクロガスタービン燃焼器を模倣した試験燃焼器の試作と燃焼実験 * 尾崎翔 (首都大院)、桜井毅司、湯浅三郎 (首都大)、中川貴博 (荏原製作所)			
13:50		13:50	
14:05	《一般講演》燃焼・燃焼器 I 座長：伊藤栄作 (三菱重工業)	14:05	《一般講演》高温材料 座長：佐伯祐志 (東芝)
A-5 葉状燃焼器試験設備の拡充整備 * 下平一雄、山田 秀志、山本武、牧野敦、二村尚夫 (JAXA)		B-4 新 TBC システムにおける YSZ トップコートと EQ ボンドコートとの界面形成および熱サイクル特性 * 松本一秀、川岸京子、原田広史、(物材機構)	
A-6 航空エンジン環境技術開発プロジェクトにおける燃焼器開発 —フルアニュラー燃焼器による性能確認— * 牧田光正、山田秀志、山本武、下平一雄、吉田征二、黒澤要治 (JAXA)		B-5 U720Li の機械的特性に及ぼす熱処理の影響 * 磯田康二、寛幸次 (首都大)	
A-7 航空エンジン用ステータリング燃料ノズルの開発 * 山本武、黒澤要治、下平一雄、松浦一哲、吉田征二 (JAXA)		B-6 新規 Ni-Co 基超合金製鍛造ディスクの組織と機械的性質 * 福田正、谷月峰、崔傳勇、原田広史 (物材機構)	
A-8 液膜の一次分裂過程に関する研究 * 井上 智博 (東大院)、渡辺 紀徳、姫野 武洋、鶴沢 聖治 (東大)		B-7 ガスタービン高温部品の保守計画作成支援システムの開発 * 藤井智晴、藤岡照高 (電中研)	
15:25		15:25	
15:40	《一般講演》燃焼・燃焼器 II 座長：倉田修 (産総研)	15:40	《一般講演》空力 I 座長：園田豊隆 (本田技術研究所)
A-9 反応解析による高温分空気が NOx 生成に及ぼす影響の検討 * 阿部一幾、小金沢知己 (日立製作所)		B-8 主流乱れを伴う低圧タービン翼流れにおける剥離泡の LES * 山田和豊、船崎健一、(岩手大)、千葉康弘、(岩手大院)	
A-10 UMG 用プロパン燃料燃焼器の成立可能性の実験的検討 * 本田祐、下鳥翔子 (首都大院)、櫻井毅司、湯浅三郎 (首都大)		B-9 多目的最適化を用いた高負荷翼列の開発 * 明連千尋、柴田貴範、高橋康雄 (日立製作所)、柏原康成、(神奈川工大)	
A-11 超小型ガスタービン用アニュラー型燃焼器内のプロパンの燃焼特性 * 桜井毅司、湯浅三郎 (首都大)		B-10 ラジアルタービンにおけるスクロールおよび VGS ノズル内流れの数値解析 * 太田聖子、海野大、川久保知己 (IHI)	
16:40		16:40	
17:00	《特別講演》 「道三と信長と岐阜」 講師：加納 宏幸氏 (郷土歴史家)		
18:00			座長：渡辺 紀徳 (東京大学)

— 第2日 —

(一般講演 講演時間 15分 討論5分、*印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです)

第1室		第2室	
9:30	《一般講演》燃焼・燃焼器Ⅲ A-12 デュアル燃料燃焼器用モデルバーナの燃焼特性 * 平田義隆、吉田正平、関口達也、井上洋 (日立製作所)、渡邊朋子 (JOGMEC) A-13 デュアル燃料燃焼器用モデルバーナの燃焼特性 * 吉田正平、平田義隆、関口達也、井上洋 (日立製作所)、渡邊朋子 (JOGMEC) A-14 低NOx燃焼器用コンセントリックバーナの燃焼特性 * 緒方秀樹、小田剛生、小林正佳、木下康裕、堀川敦史 (川崎重工) A-15 ガスタービン燃焼器の低エミッション化に関する研究 — 燃焼条件の最適化と燃焼特性に関する考察 — * 前田福夫 (首都大)、山田正彦、岩井保憲 (東芝)、太田正廣 (首都大) 10:50 《一般講演》新サイクル技術 A-16 超臨界CO ₂ を工作媒体とするローラーガスタービンのサイクル特性 * 宇多村元昭、ニキチン・コンスタンチン (東工大) A-17 超音速機用インタータービン・パイパス可変サイクルエンジンの概念検討 * 根本勇 A-18 DME 化学再生発電システムの開発 * 山中矢、大橋幸夫、高橋武雄 (東芝)、中垣隆雄 (早大)、佐藤純一、笹部和宏、渡邊恒典、(関電) 11:05 《一般講演》空力Ⅱ B-11 バウンディングボールによる遠心圧縮機の不安定現象の制御 * 太田進輔 (三菱重工)、* 佐藤佑樹、朝賀裕一朗 (法大院)、辻田星歩 (法大)、水木新平 (法大) B-12 あるスワイプ圧縮機動翼に発生するハブ側失速と低減化形状 * 宮口淳 (早大院)、大田英輔、太田有 (早大)、加藤大 (IHI) B-13 ディフューザーパッセージ圧縮機の空力性能に及ぼす通路拡大方式の影響 * 加藤大、後藤信也、大桐邦夫、児玉秀和 (IHI)、大田英輔 (早大) B-14 耐低レイノルズ数遷音速圧縮機翼列の開発—エンドウォール性能評価 * 園田豊隆、有馬敏幸 (本田技術研究所) 10:50 《一般講演》空力Ⅲ B-15 圧縮機翼列の失速特性に及ぼす端面コンターリングの効果 * 渡辺紀徳 (東大)、伊藤洋一 (東大院)、姫野武洋、鶴沢聖治 (東大) B-16 粗さ要素による低圧タービン翼面上剥離泡制御と空力性能改善の可能性 * 船崎健一 (岩手大)、奥野友哉 (IHI)、山田和豊 (岩手大) B-17 局所的端面粗さを伴う多翼素翼の空力性能に関する数値的研究 栗原俊則 (東京理大院)、戸田和之 (千葉科大)、* 山本誠 (東京理大) 11:05 《一般講演》空力Ⅳ B-18 3次元非定常NSコードを用いたファンフラッタの数値解析 * 青塚瑞穂、土屋直木 (IHI)、堀口泰生 (JAST)、山本一臣、野崎理 (JAXA) B-19 マイクロジェット噴射による超音速ジェット騒音低減に関する実験 * 備田あゆみ (東大院)、渡辺紀徳、鶴沢聖治、姫野武洋 (東大) B-20 LESを用いた高圧音速ジェット騒音の数値解析 * 福田勇也 (東大院)、寺本進、長島利夫 (東大) 15:20 《一般講演》空力Ⅳ B-18 3次元非定常NSコードを用いたファンフラッタの数値解析 * 青塚瑞穂、土屋直木 (IHI)、堀口泰生 (JAST)、山本一臣、野崎理 (JAXA) B-19 マイクロジェット噴射による超音速ジェット騒音低減に関する実験 * 備田あゆみ (東大院)、渡辺紀徳、鶴沢聖治、姫野武洋 (東大) B-20 LESを用いた高圧音速ジェット騒音の数値解析 * 福田勇也 (東大院)、寺本進、長島利夫 (東大) 16:20	座長：山本武 JAXA	座長：渡辺紀徳 (東京大学)
13:20	パネルディスカッション「ガスタービン・ジェットエンジン関連国家プロジェクトの最新事情と将来展望」 コメンテーター 吉識 晴夫 (帝京平成大学)・伊藤 栄作 (三菱重工)・幡宮 重雄 (日立製作所)・山脇 栄道 (IHI) 話題提供：「1700℃級ガスタービン」[AHAT]「小型エコエンジン」[ガスタービンの今後を考える] GTSJ「ガスタービンを考える会」より 15:05 《一般講演》開発・性能 A-19 8MW 級ガスタービン開発における性能向上技術 * 酒井毅、村上直樹、瀧博資、谷村和彦、松岡右典、谷口智紀、加藤博士、石田克彦 (川崎重工) A-20 新開発の超高性能再生熱交換器 * 伊東孝彦、関 純子 (雪ヶ谷制御研究所) A-21 ガスタービン動翼の振動応力解析とばらつきの評価 * 金子康智 (三菱重工) A-22 エンジン性能オンライン同定試験 * 田頭順、杉山七契、水野拓哉、高將治 (JAXA) 16:40		

第 35 回ガスタービン定期講演会 (2007 年 9 月 19, 20 日)

参加申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX:03-3365-0387 TEL:03-3365-0095

会社／大学等名称	
所在地	〒
TEL/FAX	
E-MAIL	

参加者名 (所在地、連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入ください。)

フリガナ 氏 名	所 属	TEL/FAX E-MAIL	所属学会 (GTSJ会員番号)	会員 資格	20日昼食 予約*	懇親会 (2千円)	見学会 (6千円)
					する しない	出席 欠席	参加 不参加
					する しない	出席 欠席	参加 不参加
					する しない	出席 欠席	参加 不参加
					する しない	出席 欠席	参加 不参加
					する しない	出席 欠席	参加 不参加

* 昼食予約の方には、会場受付にて昼食(お弁当)の予約券をお渡しします。代金(800 円)は当日お弁当と引き換えにお支払いください。

【事務局への連絡事項】

払込方法(○印をつけてください) 参加費等入金予定日 月 日

- 銀行 (みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

送金金額 円(内訳:)

当日支払いは原則として受け付けません。(当日不参加の場合でも参加費はお支払いいただきます。)

* 請求書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

* 領収書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

○本会共催・協賛・行事○

主催学協会	会合名	開催日・会場		詳細問合せ先
日本エネルギー学会	第16回日本エネルギー学会大会	H19/08/02-03 九州大学 箱崎キャンパス	協賛	日本エネルギー学会「大会」係 URL: http://www.jie.or.jp/16taikai.htm
日本機械学会	「機械の日・機械週間」記念講演会	H19/08/12 日本教育会館 神田一ツ橋ホール他	協賛	日本機械学会 事務局 URL: http://www.jsme.or.jp/
日本機械学会	v_BASE講習会 - 事例に学ぶ振動・騒音トラブルの予防と対策 -	H19/08/23-24 大阪科学技術センター 8階 中ホール会議室	協賛	日本機械学会 事務局 URL: http://www.jsme.or.jp/
ターボ機械協会	第21回フレッシュマン・サマーセミナー	H19/08/23-24 大阪大学豊中キャンパス	協賛	ターボ機械協会 TEL:03-3944-8002, FAX:03-3944-6826, E-MAIL: turbo-so@pop01.odn.ne.jp
日本機械学会	すぐに役立つ技術英語によるプレゼンテーション	H19/09/14 九州大学 西新プラザ 大会議室	協賛	日本機械学会 事務局 URL: http://www.jsme.or.jp/
日本機械学会 関西支部	第291回講習会「熱流体、エネルギーの応用技術-新エネ・省エネ特集」(大学研究室における熱流体技術の実演見学付き)	H19/09/20-21 神戸大学 瀧川記念会館	協賛	日本機械学会関西支部 URL: http://www.kansai.jsme.or.jp/
日本マリンエンジニアリング学会	42-1 マリンエンジニアリング月例講演会「船用機関・機器の腐食の現状と対策」	H19/10/04 東京桜田ビル 3階 305号会議室	協賛	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp
日本機械学会 関西支部	第292回講習会「応力計測の基礎とその応用 (計測デモンストラーション付き)」	H19/10/18-19 大阪科学技術センター 8階 中ホール	協賛	日本機械学会関西支部 URL: http://www.kansai.jsme.or.jp/
日本マリンエンジニアリング学会	第77回 (平成19年度秋季) 学術講演会	H19/10/23-24 神戸大学 深江キャンパス	協賛	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp
日本流体力学会	第21回数値流体力学シンポジウム	H19/12/19-21 秋葉原コンベンションホール	協賛	第21回数値流体力学シンポジウム 実行委員会事務局 嶋英志 (JAXA) http://www.nagare.or.jp/cfd/cfd21/
Institute Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing Society of Thermophysics and Energy Engineering	The 2nd Asian Joint Workshop on Thermophysics and Fluid Science 2008	H20/05/12-15 Luoyang, China	協賛	Prof. Toshiaki SETOGUCHI (Dept. of Mechanical Engng, Saga Univ.) E-MAIL: setoguchi@me.saga-u.ac.jp



◇2007年国際ガスタービン会議東京大会 (IGTC'07) のお知らせ◇

2007年国際ガスタービン会議東京大会 実行委員会

2003年にタワーホール船堀で前回の国際会議IGTC'03を開催してから早くも3年半あまりの月日がたちました。今回も前回以上の成功となることを目指して、組織委員会や多くの会員の皆様からの後押しにより、下記の通りに今秋の国際会議開催に向けて着々と準備をすすめてまいりました。2003年に引き続き米国機械学会ガスタービン部門 (ASME/IGTI)、日本機械学会、日本航空宇宙学会、および中国、韓国、英国、フランス、ドイツ、イタリア等世界各国の関連学協会の協力を得ており、充実した国際会議となることを確信しております。すでに世界各国からの200件近くの論文発表の申し込みがあり、校閲を進めているところです。また、著名な研究者、技術者による6件のKeynote Speechやアジアのエネルギー事情に関する国際フォーラム、パネルディスカッションが企画されています。さらに、従来の国際会議同様に、ガスタービン関連の最新技術をご覧いただける展示会も同時に開催されます。

最新のガスタービン関連の研究成果を収集し、世界各国の専門家と情報交換が出来る絶好の機会ですので、是非ともご参加くださいますようにご案内いたします。

会 期：2007年12月2日(日)～7日(金)

講演会・展示会は3日(月)～6日(木)、見学会は7日(金)

場 所：京王プラザホテル (新宿駅西口)

事前参加登録料：55,000円 (当学会、共催・協力学協会会員料金)

65,000円 (一般)

15,000円 (学生)

*事前登録受付は下記ホームページにて8月1日開始予定

10月13日以降は、一般、会員の登録料は+5,000円

より詳細な情報は、IGTCホームページ、

<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/igtc/>

にて順次お知らせいたします。また学会誌9月号においても詳しい会議の内容をお知らせする予定です。

訃 報

2007年国際会議組織委員・元評議員 鈴木 健二郎 君 67才

平成19年4月25日逝去されました

ここに謹んで哀悼の意を表します

編集 後記

特集号「ラージエディシミュレーション (LES) の応用」をお届けします。

LESと言う大規模な解析と応用が学会特集号として成立するようになったのは解析技術やソフトウェアと共に高速・大容量のコンピュータ利用環境が整備されつつある事の現われでしょうし、今後もこの分野が確実に進歩を続けることは間違いありません。複雑かつ計測も困難な乱流現象を解析で再現し、その情報を機器設計に活かす事が可能となると、大規模かつ非定常の解析結果の意味をいかに正確に理解できるかが(この分野の)技術者の能力基準となってくるかも知れません。本稿担当者の個人的な意見ですが、格子生成を含むプリアンと共に小規模で能力の高いポスト処理システムの重要性が益々高くなって行くように思われます。

さて、巻頭言は荒川先生に、そして、最先端の研究部分を加藤先生、大島先生、中嶋先生、榎本様、寺本先生、大庭様、黒瀬先生(掲載順)に執筆していただきました。さらに、CFDでも汎用ソフトウェアが活躍する時代となっており、坪井様、宮川様、中嶋様、堀内様にそれぞれのソフトウェアの適用事例を紹介していただきました。これらの情報は我が国におけるLES技術の最先端を網羅したものと思いますので、読者諸氏のお役に立てたのではないのでしょうか。これも、ご多用中にもかかわらず原稿を執筆していただきました各位のご協力の賜物です。改めて、編集委員会より執筆者各位にお礼を申し上げます。

毎年7月号にはガスタービン及び過給機の生産統計が掲載されます。資料と言う一見地味な扱いですが、正確な統計資

料を残すのは重要な活動です。来年度は千葉委員長(IHIエアロスペース)以下により、少し新しい試みが予定されています。ご期待ください。

最後に、編集担当理事や委員の交代時期に当たる7月号の企画編集は新旧委員の共同作業(ほとんどは旧及び継続委員の方々のおかげです)で制作されており、児玉委員(IHI:第31期担当理事)、有村委員(MHI)、柏原委員(KHI)、山本委員(東京理科大学:第32期委員長)、廣光委員(IHI)と福山(JAXA:第32期担当理事)が担当しました。

<表紙写真>

これらの画像は、希薄予混合ガスタービン燃焼器内燃焼流れのLES解析の結果を示している。解析では、燃焼場を表現する2種のスカラー分布(上段右:予混合火炎面とスカラーG分布、下段左:混合分率分布とその等値面)から複雑な器内温度分布(上段左)を得る。大規模乱流渦と火炎の相互作用を直接捉え、非解像スケールの乱流影響(下段右:燃焼速度加速率)も考慮することで、器内乱流燃焼場が再現されている。

(詳細は219・269ページ)

だより

♣事務局



東京は梅雨入り宣言した翌日から晴天つづき。

梅雨独特のジトジトベタベタはなくていいのですが、これからの水不足が心配です。

さて、当学会も3月に新年度を迎え、九州大学でのフォーラム・見学会そしてJALでの見学会を無事終了いたしました。

この学会誌が皆様のお手元に届く頃は、7月5・6日開催の教育シンポジウムも成功裏に終了していることでしょう。

今年は12月に国際会議を控え、その前の9月下旬に岐阜での定期講演会開催と論文を書く方も大変ですが、是非たくさんの方にご参加いただきたいものです。

学会では12月の国際会議の準備も着々と進められており、

その状況はHPに逐次更新して掲載予定ですので、是非HPをご覧ください。

なお、7月からは事務局長が交代し新しい事務局体制となります。

私事となりますが、学会前身のガスタービン会議時代より学会の設立にも携わり35年間ガスタービン学会と共に歩んでまいりました。長い長い年月でした。多くの方々に支えられてここまでやってこられたと感謝致しております。

これからは外からガスタービン学会の益々の発展を見守って行きたいと思っています。長い間ありがとうございました。 [A]

編集 後記

特集号「ラージエディシミュレーション (LES) の応用」をお届けします。

LESと言う大規模な解析と応用が学会特集号として成立するようになったのは解析技術やソフトウェアと共に高速・大容量のコンピュータ利用環境が整備されつつある事の現われでしょうし、今後もこの分野が確実に進歩を続けることは間違いありません。複雑かつ計測も困難な乱流現象を解析で再現し、その情報を機器設計に活かす事が可能となると、大規模かつ非定常の解析結果の意味をいかに正確に理解できるかが(この分野の)技術者の能力基準となってくるかも知れません。本稿担当者の個人的な意見ですが、格子生成を含むプリアンと共に小規模で能力の高いポスト処理システムの重要性が益々高くなって行くように思われます。

さて、巻頭言は荒川先生に、そして、最先端の研究部分を加藤先生、大島先生、中嶋先生、榎本様、寺本先生、大庭様、黒瀬先生(掲載順)に執筆していただきました。さらに、CFDでも汎用ソフトウェアが活躍する時代となっており、坪井様、宮川様、中嶋様、堀内様にそれぞれのソフトウェアの適用事例を紹介していただきました。これらの情報は我が国におけるLES技術の最先端を網羅したものと思いますので、読者諸氏のお役に立てたのではないのでしょうか。これも、ご多用中にもかかわらず原稿を執筆していただきました各位のご協力の賜物です。改めて、編集委員会より執筆者各位にお礼を申し上げます。

毎年7月号にはガスタービン及び過給機の生産統計が掲載されます。資料と言う一見地味な扱いですが、正確な統計資

料を残すのは重要な活動です。来年度は千葉委員長(IHIエアロスペース)以下により、少し新しい試みが予定されています。ご期待ください。

最後に、編集担当理事や委員の交代時期に当たる7月号の企画編集は新旧委員の共同作業(ほとんどは旧及び継続委員の方々のおかげです)で制作されており、児玉委員(IHI:第31期担当理事)、有村委員(MHI)、柏原委員(KHI)、山本委員(東京理科大学:第32期委員長)、廣光委員(IHI)と福山(JAXA:第32期担当理事)が担当しました。

<表紙写真>

これらの画像は、希薄予混合ガスタービン燃焼器内燃焼流れのLES解析の結果を示している。解析では、燃焼場を表現する2種のスカラー分布(上段右:予混合火炎面とスカラーG分布、下段左:混合分率分布とその等値面)から複雑な器内温度分布(上段左)を得る。大規模乱流渦と火炎の相互作用を直接捉え、非解像スケールの乱流影響(下段右:燃焼速度加速率)も考慮することで、器内乱流燃焼場が再現されている。

(詳細は219・269ページ)

だより ✠事務局 ✠

東京は梅雨入り宣言した翌日から晴天つづき。

梅雨独特のジトジトベタベタはなくていいのですが、これからの水不足が心配です。

さて、当学会も3月に新年度を迎え、九州大学でのフォーラム・見学会そしてJALでの見学会を無事終了いたしました。

この学会誌が皆様のお手元に届く頃は、7月5・6日開催の教育シンポジウムも成功裏に終了していることでしょう。

今年は12月に国際会議を控え、その前の9月下旬に岐阜での定期講演会開催と論文を書く方も大変ですが、是非たくさんの方にご参加いただきたいものです。

学会では12月の国際会議の準備も着々と進められており、

その状況はHPに逐次更新して掲載予定ですので、是非HPをご覧ください。

なお、7月からは事務局長が交代し新しい事務局体制となります。

私事となりますが、学会前身のガスタービン会議時代より学会の設立にも携わり35年間ガスタービン学会と共に歩んでまいりました。長い長い年月でした。多くの方々に支えられてここまでやってこられたと感謝致しております。

これからは外からガスタービン学会の益々の発展を見守って行きたいと思っております。長い間ありがとうございます。
[A]

編集 後記

特集号「ラージエディシミュレーション (LES) の応用」をお届けします。

LESと言う大規模な解析と応用が学会特集号として成立するようになったのは解析技術やソフトウェアと共に高速・大容量のコンピュータ利用環境が整備されつつある事の現われでしょうし、今後もこの分野が確実に進歩を続けることは間違いありません。複雑かつ計測も困難な乱流現象を解析で再現し、その情報を機器設計に活かす事が可能となると、大規模かつ非定常の解析結果の意味をいかに正確に理解できるかが(この分野の)技術者の能力基準となってくるかも知れません。本稿担当者の個人的な意見ですが、格子生成を含むプリアンと共に小規模で能力の高いポスト処理システムの重要性が益々高くなって行くように思われます。

さて、巻頭言は荒川先生に、そして、最先端の研究部分を加藤先生、大島先生、中嶋先生、榎本様、寺本先生、大庭様、黒瀬先生(掲載順)に執筆していただきました。さらに、CFDでも汎用ソフトウェアが活躍する時代となっており、坪井様、宮川様、中嶋様、堀内様にそれぞれのソフトウェアの適用事例を紹介していただきました。これらの情報は我が国におけるLES技術の最先端を網羅したものと思いますので、読者諸氏のお役に立てたのではないのでしょうか。これも、ご多用中にもかかわらず原稿を執筆していただきました各位のご協力の賜物です。改めて、編集委員会より執筆者各位にお礼を申し上げます。

毎年7月号にはガスタービン及び過給機の生産統計が掲載されます。資料と言う一見地味な扱いですが、正確な統計資

料を残すのは重要な活動です。来年度は千葉委員長(IHIエアロスペース)以下により、少し新しい試みが予定されています。ご期待ください。

最後に、編集担当理事や委員の交代時期に当たる7月号の企画編集は新旧委員の共同作業(ほとんどは旧及び継続委員の方々のおかげです)で制作されており、児玉委員(IHI:第31期担当理事)、有村委員(MHI)、柏原委員(KHI)、山本委員(東京理科大学:第32期委員長)、廣光委員(IHI)と福山(JAXA:第32期担当理事)が担当しました。

<表紙写真>

これらの画像は、希薄予混合ガスタービン燃焼器内燃焼流れのLES解析の結果を示している。解析では、燃焼場を表現する2種のスカラー分布(上段右:予混合火炎面とスカラーG分布、下段左:混合分率分布とその等値面)から複雑な器内温度分布(上段左)を得る。大規模乱流渦と火炎の相互作用を直接捉え、非解像スケールの乱流影響(下段右:燃焼速度加速率)も考慮することで、器内乱流燃焼場が再現されている。

(詳細は219・269ページ)

だより

♣事務局



東京は梅雨入り宣言した翌日から晴天つづき。

梅雨独特のジトジトベタベタはなくていいのですが、これからの水不足が心配です。

さて、当学会も3月に新年度を迎え、九州大学でのフォーラム・見学会そしてJALでの見学会を無事終了いたしました。

この学会誌が皆様のお手元に届く頃は、7月5・6日開催の教育シンポジウムも成功裏に終了していることでしょう。

今年は12月に国際会議を控え、その前の9月下旬に岐阜での定期講演会開催と論文を書く方も大変ですが、是非たくさんの方にご参加いただきたいものです。

学会では12月の国際会議の準備も着々と進められており、

その状況はHPに逐次更新して掲載予定ですので、是非HPをご覧ください。

なお、7月からは事務局長が交代し新しい事務局体制となります。

私事となりますが、学会前身のガスタービン会議時代より学会の設立にも携わり35年間ガスタービン学会と共に歩んでまいりました。長い長い年月でした。多くの方々に支えられてここまでやってこられたと感謝致しております。

これからは外からガスタービン学会の益々の発展を見守って行きたいと思っております。長い間ありがとうございました。 [A]

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブロ(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.35 No.4 2007.7

発行日 2007年7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. 03-5733-5168

©2007, (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. 03-5733-5168
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.35 No.4 2007.7

発行日 2007年7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. 03-5733-5168

©2007, (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、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブロ(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.35 No.4 2007.7

発行日 2007年7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. 03-5733-5168

©2007, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会で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、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブロ(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.35 No.4 2007.7

発行日 2007年7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. 03-5733-5168

©2007, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会で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