

機械・航空工学分野における空力騒音解析の現状と課題

加藤千幸（東京大学 生産技術研究所）

Computational Aeroacoustics in Mechanical and Aerospace Engineering -Present Status and Problems to be solved-

Chisachi Kato (Institute of Industrial Science, The University of Tokyo)

ABSTRACT

This paper summaries the present status and future directions of the methods in computational aeroacoustics. Emphases are placed on the practical applications of these methods in mechanical and aerospace engineering. After giving a brief introduction to computational aeroacoustics, this paper will first classify those methods proposed in this field and discuss the advantages and limitations associated with each of the methods. It will then present some of the examples for which each of the methods is applied. Finally, general direction of the computational aeroacoustics will be discussed together with those problems that the author believes need to be solved for making further progress in this field of research.

All the methods in computational aeroacoustics can be classified into two categories: direct computation of sound and coupled methods of the acoustics source simulation and sound propagation calculations. Since aeroacoustics sound is very weak and propagating fluctuations in velocities, pressure and density of local fluid that are primarily generated due to the vortical motion of the source field, one can compute aeroacoustics sound by directly solving the unsteady compressible Navier-Stokes equations in the source and sound regions. This is called direct computation of sound. However, the direct computation of sound, particularly of sound generated from low Mach number flows, requires considerable computational resources and thus can only be applied to simple geometries and/or high speed flows. On the other hand, the coupled methods decompose the computations of source fluctuations and sound propagation based on an assumption that the propagating sound does not affect the source fluctuations. Extensive research that aim to apply this class of methods in mechanical and aerospace engineering has been made for the past decade and is still being made at present.

It is now becoming tractable to compute aeroacoustics sound that is generated from relatively large-scale fluctuations in fluid flow, such as rotor-stator interaction and large separations from bluff bodies. One of the future directions in this field of research is computation of small-scale turbulence fluctuations such as the one in turbulent boundary layer and predictions of the resulting high-frequency sound.

1. はじめに

流体音は流れから発生する音であり、代表流速の増大に伴い急激に大きくなる性質があるため、その予測や低減は航空工学、機械工学、土木工学などの幅広い工学分野において重要な課題となっている。従来は、実験や理論に基づく流体音の予測が主流となっていたが、近年のCFD(流体数値解析)の発達により、CFDの延長として、あるいは、CFDと音響解析とを組み合わせられることにより、流体音を予測しようとする試みが盛んに行われている。数値計算による流体音の予測に関する研究はCAA(Computational Aeroacoustics)とよばれ、比較的新しい研究分野として体系化されつつある^{[1][2][3]}。本稿では、数値解析による流体音の予測手法と、現状でのその工学的応用に関して概説するとともに、今後の課題に関して筆者の考えを示す。

2. 流体音の予測手法と予測例

流体音は流体中の渦の運動に起因して発生し、等エントロピー過程により遠方まで伝播する。密度、圧力、速度の微弱な変動であり、流体運動の基礎式である質量、運動量、および、全エネルギーの保存式により記述される。したがって、

圧縮性ナビエ・ストークス方程式を非定常解析すれば、求めた瞬時瞬時の解の中には原理的には音として伝播する成分も含まれており、何らかの方法でこの成分のみを抽出すれば、流体音を予測することができる。流体音のこのような予測手法は直接解法、あるいは、直接計算とよばれている。しかしながら、一般に、流体中を伝播する流体音の変動強度は、音源となっている渦の変動強度に比較して桁違いに小さく、かつ、音の伝播領域（一般に、遠方場とよばれる、波長に対して遠方の領域まで興味の対象となる）は音源領域に比べてはるかに大きい。これらの変動強度や領域の大きさの比は音速に対する流速の比であるマッハ数が小さな流れほど大きくなる。したがって、特に低マッハ数の複雑な流れ場から発生する流体音を遠方場における伝播まで含めて直接計算により予測することは現状では不可能である。そこで、工学的には音の発生と伝播、あるいは、近傍場の解析と遠方場の解析などを分離して予測する手法が用いられることが多い。これらの解法は分離計算(分離解法、ハイブリッド解法)とよばれている。

2.1 直接計算

後述するように、分離解法は、流れから音へのフィード

バックが無視できるとか、伝播する音の線形性や音源のコンパクト性(音源領域が波長に比較して小さいこと)など何らかの仮定の下にのみ有効な解法であるのに対し、直接計算はナビエ・ストークス方程式が記述する範囲内で、すべての流体・音響現象を表すことができる。このため、直接計算は主として、混合層^[4]、噴流^{[5][6]}、後流^[7]、キャビティ流れ^[8]などの基本的な流れ場から流体音が発生するメカニズムの解明ツールとして用いられている。また、これらの流れの基本的な要素として、渦の運動による音の散乱現象や渦の変形による音の発生現象の解析にも直接計算が適用されている。

流れの中を伝播する微弱な音波の変動まで計算するためには、振幅誤差(dissipation error)および位相誤差(dispersion error)が極力小さい数値スキームを用いる必要がある。このため、格子幅に対して高波数の波動の伝播を正確に捕らえることが可能で、かつ、計算効率の高い高次精度スキーム^{[9][10]}の開発がCAAの重要な研究分野の一つを構成している^{[2][3]}。現在、流体音の直接計算や時間領域における音の伝播計算に関しては、6次精度以上の空間差分法と4次精度以上の時間積分法とを組み合わせる用いることが標準的な手法として定着しつつあるが、最近では、CIP法や格子ボルツマン法などによる流体音の直接計算も試みられている。通常の流体数値解析に多用されている2次精度の数値スキームによっても流体音の伝播を計算することは可能であるが、所要の精度を得るためには、一つの波長を解像するのに多くの格子点を用いる必要があり、少なくとも三次元計算においては、高次精度スキームを利用の方が圧倒的に有利である。

音波の伝播計算においては、上述のように高次精度のスキームを用いることが必須であるが、実際の複雑な形状に対して高次精度スキームを適用すると、音波の非線形性に起因する数値的不安定が問題になることが多い。そこで、(8次あるいは10次の数値的なdissipationを付加する)高次精度のフィルターを併用するスキームも航空工学の分野を中心に盛んに研究されている^[11]。

ナビエ・ストークス方程式やオイラー方程式を基礎式として、時間領域において音波の伝播を計算する場合、解析領域の境界における音波の非物理的な反射を抑えることも重要な課題である^{[12][13][14]}。境界から非物理的な反射があると、本来興味の対象としている音波が「汚染(Contaminated by Numerically Reflected Waves)」されてしまい、正確な検討ができなくなってしまうからである。現在は、解析領域の周りにスポンジ領域よばれる、音波を徐々に減衰させる領域を設け、スポンジ領域の境界で無反射条件を課することが標準的に行われている。なお、複雑な形状や移動境界を含む流れ場の解析に多用されているオーバーセット格子法に関しても、メッシュの接合部における音波の散乱などが問題となるため、そのままでは流体音の伝播解析に適用することは不可能であり、特別な工夫が必要となることを付記する。

流体音の直接計算の例を紹介する。図1は、文献^[8]から引用したものであり、オープンキャビティ流れといい、航空機の武器やダウンギアの格納庫のモデルとして、欧米で盛んに研究されているものである。この計算では、二次元の圧縮性ナビエ・ストークス方程式の直接計算によりキャビティから発生する音を予測している。色の濃淡は瞬時の圧力分布を示し、左上方向に広がっている部分が伝播していく音である。図に示すように、アスペクト比とよばれる、キャビティの深さに対する幅の比により流体音の発生機構が異なることがわかる。上図は、アスペクト比が小さい場合[deep cavity]、下図は大きい場合[shallow cavity]である。アスペクト比が小

さい場合はキャビティの前縁部で音波が発生しているのに対し、大きい場合はキャビティの前縁ではなく離れた渦がキャビティの底面に衝突し、そこで音波が発生している。

図2^[5]は、マッハ数1.425、レイノルズ数 2.2×10^5 の不足膨張超音速ジェットを三次元ナビエ・ストークス方程式により直接計算し、ジェットの乱流遷移と音波の発生を計算したものである。流れの下流方向に伝播する強いマッハ波と上流側に伝播する弱い音波が明確に認められ、スクリーチ音の発生メカニズムの検討に利用されている。直接計算はこの他にも種々の基本的な流れに対して適用されており、音の発生メカニズムを解明する強力なツールとして定着しつつある。

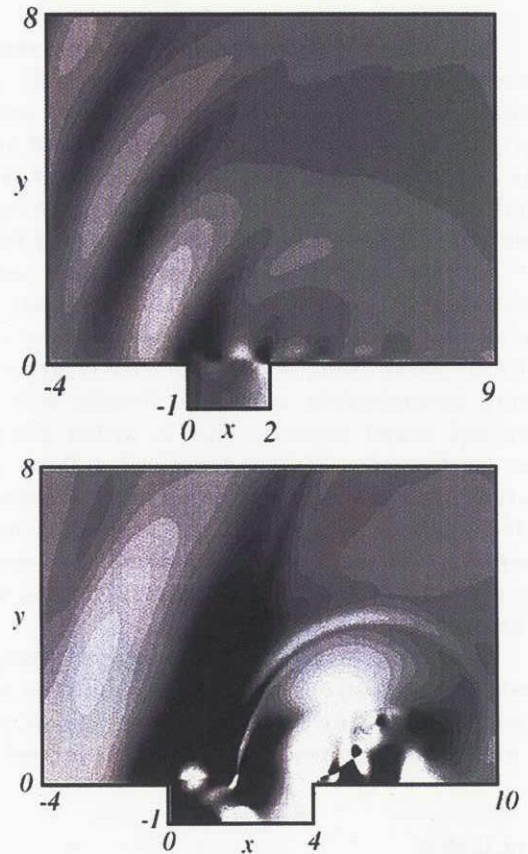


図1 オープンキャビティ音の直接計算^[8]

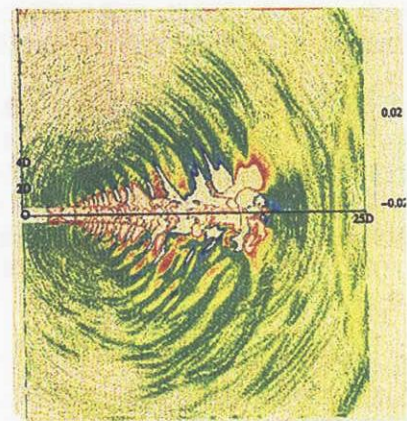


図2 超音速ジェットから発生する音の直接計算^[5]

2.2 分離計算

遠方場まで含めて流体音を直接計算により予測するためには、一般に膨大な計算が必要となる。このため、実用計算には何らかの意味で音の発生とその伝播とを分離して計算する分離計算が広く用いられている。一口に分離計算といっても、対象とする流れ場および音場の特性や要求する予測精度などにより、種々の方法が提案されているが、多くの分離解法は Lighthill^[15]が提唱した「音響学的類推 (Acoustic Analogy)」という考え方が基礎となっている。Lighthill は圧縮性ナビエ・ストークス方程式と連続の式から次の式を導出した。

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + p_{ij} - c_0^2 \rho \delta_{ij} \quad (1)$$

$$p_{ij} = p \delta_{ij} + \mu \left\{ - \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \right\}$$

ここに、 ρ は密度、 c_0 は音速であり、式(1)中に現れる T_{ij} は Lighthill の流体音響テンソルとよばれるものである。

Lighthill の式(1)は元のナビエ・ストークス方程式の単なる書き換えであり、したがって、ナビエ・ストークス方程式と同じ厳密さを有する。しかしながら、式(1)の解釈として、右辺は音源を表し、左辺は静止流体中を音速 c_0 で伝播する音波を表しているとも考えることもできる。このような考え方が「音響学的類推」とよばれるものであり、実験や理論解析、あるいは、数値解析など何らかの手法により右辺の分布とその時間変化を与えることができれば、遠方場における音を式(1)から予測することができる。ただし、音響学的類推においては、発生した音は右辺の音源分布を変化させることはないということが暗黙のうちに仮定されており、マッハ数の高い流れ場や音響的なフィードバックがある流れ場に適用することは原理的にできない。

Lighthill の理論の後、音響学的類推に対してさまざまな拡張が行われた^{[16]-[19]}。たとえば、Curle^[16]は Lighthill により示された境界面が存在しない場合の式(1)の解、

$$\rho - \rho_0 = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int \frac{T_{ij}(y, t-r/c_0)}{r} dy \quad (2)$$

を流れの中に静止した境界面が存在する場合に拡張した。

$$\rho - \rho_0 = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int \frac{T_{ij}(y, t-r/c_0)}{r} dy$$

$$- \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial}{\partial x_i} \int \frac{n_j p_{ij}(y, t-r/c_0)}{r} dS(y)$$

ここで、 x, y はそれぞれ観測点および音源の座標であり、 $r = |x - y|$ である。また n_i は境界面上の外向き単位法線ベクトルである。式(2)と式(3)の違いは、式(2)が Lighthill の流体音響テンソル T_{ij} によって作られる四重極音源による直接音のみを表しているのに対して、式(3)では右辺第二項の表面

積分により、境界面の存在によって散乱する二重極の音源も表していることである。なお、一般にマッハ数の小さい流れ場では、直接音(四重極音)は表面での散乱音(二重極音)に比較して無視できることが知られている。これは、前者の強度がマッハ数の8乗に比例するのに対し、後者はマッハ数の6乗に比例するからである。

さらに、音源領域が音の波長 λ (正確には $\lambda/2\pi$) に比較して小さく(コンパクト音源)、かつ、観測点が音の波長と比較して音源から離れている場合(遠方場)、上式(3)は次のように簡略化される。

$$p_a = \frac{1}{4\pi c_0} \frac{x_i}{r^2} \frac{\partial}{\partial t} \int n_j p_{ij}(y, t-r/c_0) dS \quad (4)$$

ここに、 r は物体中心と観測点との間の距離を表す。上式では、音場に比較して物体は大きさを持たない点とみなしていることに注意を要する。上式(4)の右辺の積分は物体に作用する流体力(の反作用)を表す。したがって、コンパクト音源と遠方場の仮定の下では、物体に働く流体力の変動が計算できれば流体音を予測することができる。

このような手法による流体音の予測の一例として、新幹線車両用パンタグラフに使用される碍子周りの流れから発生する流体騒音を予測した結果を図3^{[20][21]}に示す。式(4)右辺の音源項となる碍子表面の圧力変動は Large Eddy Simulation により計算した。このように、単純形状物体のみならず、複雑な実機周りの流れから発生する流体騒音であってもその定量的予測が可能であることが確認されている。

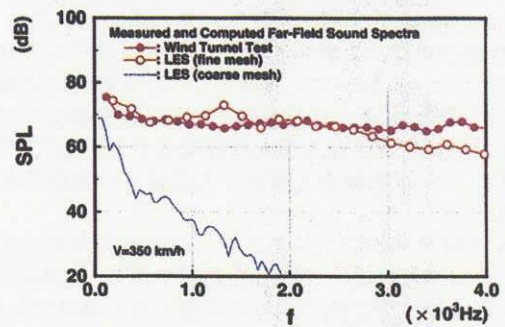
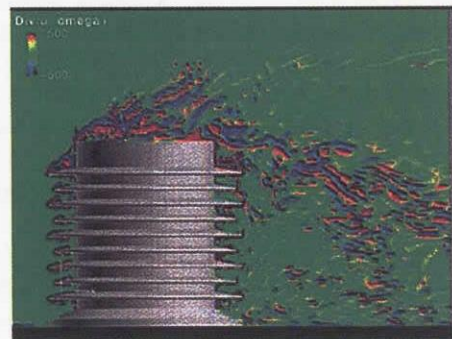


図3 パンタグラフ碍子から発生する音の分離計算^{[20][21]}

さて、ターボ機械のように回転する動翼から発生する騒音の場合、回転の効果を考慮する必要がある。Ffowcs Williams and Hawkings^[18]は、境界面が任意の運動をしている場合の Lighthill 方程式の一般解、式(5)を示した。この式(FW-H 式と略される)はターボ機械などの回転翼面から発生する流体

音予測の基礎式として用いられている。

$$p_a(x_i, t) = \frac{1}{4\pi c_0} \int_S \frac{r_i}{r^2 (1 - M_r)^2} \left\{ \frac{\partial}{\partial \tau} n_i p(y, \tau) + \frac{n_i p(y, \tau)}{1 - M_r} \frac{\partial M_r}{\partial \tau} \right\} dy \quad (5)$$

ここに、 M_r は相対マッハ数 (relative Mach number) とよばれ、観測点から見た音源点の移動速度 V_i に対するマッハ数である。すなわち、

$$M_r = \frac{r_i V_i}{rc_0}$$

前述の Curle の式、FW-H の式はいずれも自由空間のグリーン関数 (free-space Green's function) を用いて音場を記述しているため、このような仮定が成立しない場合、たとえば、ターボファンエンジン、ダクティッドファン、シロッコファンなどから発生する流体騒音の予測にはそのままでは用いることはできない。このような場合の騒音予測には、音響学的類推と境界要素法 (Boundary Element Method: BEM) やキルヒホッフ法 (Kirchhoff Surface Method) 法などが組み合わせて用いられる。

境界要素法は、境界積分方程式から物体表面の二次音源 (二次的に発生する音源) を求めることにより、境界における音波の反射や回折を計算するものであり、ダクトの音響特性等を計算するのに用いられている。

キルヒホッフ法は、Kirchhoff Surface における音圧変動やその微係数を用いて、遠方場における音圧変動を解析的に計算する手法である^{[22]-[26]}。この時、Kirchhoff Surface の外側では音波は無限流体中を伝播する線形波と仮定する。一方、Kirchhoff Surface の内側では、オイラー方程式やナビエ・ストークス方程式を用いて音の発生・伝播を計算することにより、近傍場における音波の非線形性や流れ場との干渉を考慮することができる。キルヒホッフ法は遠方場まで音の伝播を直接計算する方法と比較して、飛躍的に計算量を節約することができる。また、動翼回転の効果を考慮するなど、種々の拡張^{[22][23][24]}が行われており、比較的高速のターボ機械から発生する流体騒音の代表的な予測手法となっている。この方法はターボファンエンジンのナセルからの放射音の予測やヘリコプターの動翼と渦の干渉音 (BVI 音: Blade-Vortex Interaction Noise) の予測などに広く用いられている。

また最近では、これらの積分方程式に基づく手法とは異なり、ナビエ・ストークス方程式により音源となる流れの変動を求め、線形化オイラー方程式により遠方場における音の伝播まで計算する手法も盛んに研究されている^{[27][28]}など。

以下、ターボ機械から発生する流体音の数値解析例を紹介する。

図4^[26]はターボファンエンジンのナセルからの放射音をキルヒホッフ法により予測した結果である。上図はセンターボディおよびナセル内の流れを考慮しない場合であり、下図はそれらを考慮した場合の解析結果である。両図とも上半分は伝播する音を表し、下半分は流体計算に用いた計算格子を表す。この計算では、ファンの動静翼干渉に起因する音源をモデル化して与え、ナセル内の音の伝播・反射・屈折を非定常圧縮性ナビエ・ストークス方程式により計算し、最後に遠方場音をキルヒホッフ法により計算している。センターボディやナセル内の気流を考慮することにより、放射される音の指向性が大きく変化していることがわかる。このようにター

ボファンエンジンの放射音の数値解析は、放射される音の指向性や音圧レベル、あるいは、ライナーの効果などを予測するために活用されつつある。

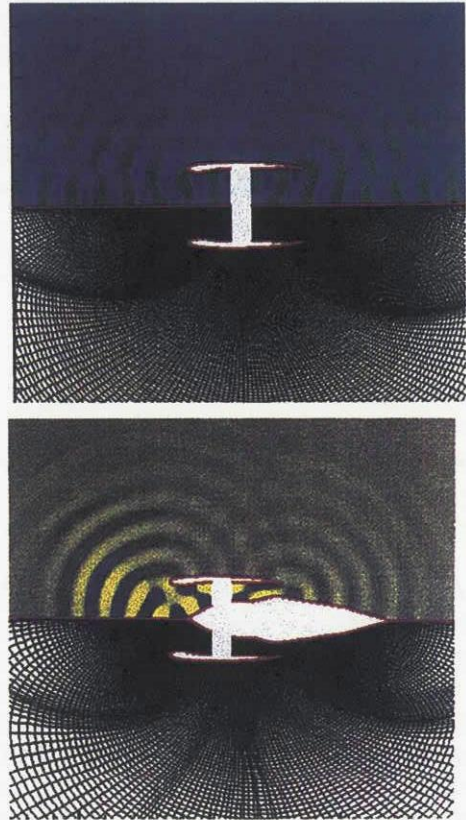


図4 キルヒホッフ法によるジェットエンジンからの放射音の計算^[26]

図5^[29]は遠心ファンから放射される流体音を境界要素法により予測した結果である。この計算では、まず渦法によりファン内部の流れを計算し、動翼に働く流体力変動を求め、ついで、前出の FW-H 方程式により放射される流体音を計算する。最後に、羽根車近傍に設定した仮想面における音圧変動を境界条件として、境界要素法によりケーシングやダクトの反射や屈折の効果を考慮している。図中、白丸で示した予測結果は実測値と良く一致している。一方、実線は FW-H 方程式のみによる予測結果であるが、この場合は実測されたピークレベルより大幅に低い予測結果となっており、ケーシングやダクトの効果を考慮することの重要性が認められる。

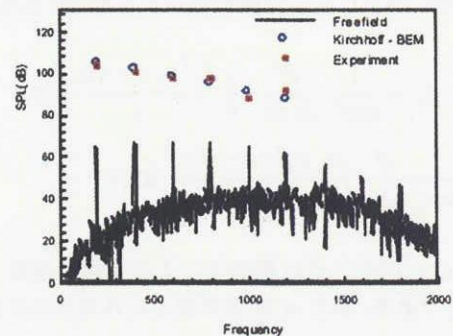


図5 境界要素法による遠心ファンからの放射音の予測^[29]

図6^[30]は自動車のラジエータファン（プロペラファンの一種）から発生する流体音を数値解析により予測し、ベンチ試験結果と比較したものである。この計算では、 $k-\epsilon$ 乱流モデルを用いた非定常計算により動翼表面の静圧変動を求め、遠方場音は前述のFW-H方程式から計算している。ファンにストラットが付いている場合(上図)は動翼とストラットとの干渉騒音が支配的となるため、数値解析により予測された流体音のスペクトルは試験結果と良く一致している。しかしながら、ストラットが付いていない場合(下図)は数値解析により予測された流体音のスペクトルは、実測値を大幅に下回っている。これは、ストラットがない場合は乱流騒音が支配的な騒音源となるため、 $k-\epsilon$ モデルなどのいわゆるレイノルズ平均ナビエ・ストークス計算(RANS計算)により騒音のスペクトルを予測することは原理的に不可能であるからである。乱流騒音の予測ツールとしては既出のLESが最も有望と思われ、プロペラファンのLES解析結果も報告されているが^{[31][32]}、現状では流体音スペクトルが予測できるレベルには至っていない。

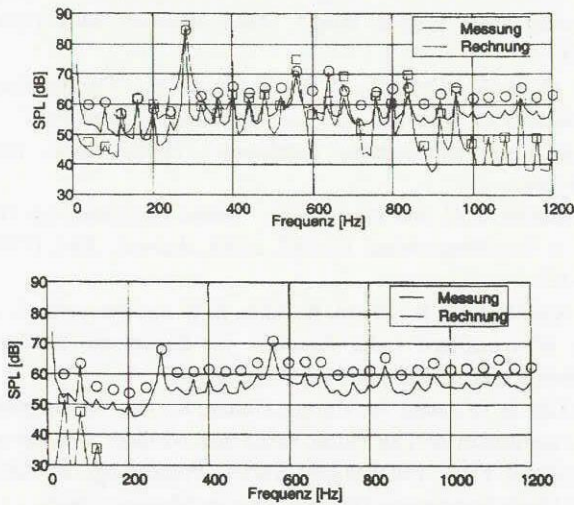


図6 FW-H方程式によるラジエータファンから発生する流体音の予測^[30]（上図はストラットがある場合、下図は無い場合）

このほか、ヘリコプターの動翼と渦の干渉騒音に関しても数値解析により定量的な予測が可能になりつつあるが、紙面の都合により説明は割愛することにする。

3. おわりに

本稿では、数値解析による流体音の予測手法の概要と幾つかの予測例を示した。流体音の数値解析は、渦の非定常運動や物体表面の圧力変動などの流体音源(Fluctuations in Flow)を計算する要素と、発生した音の流体中の伝播・反射・屈折など(Waves in Fluid)を計算する要素とから構成される。音響計算は、少なくとも音源計算と比較すると線形性が強いいため、一般に、音響計算の重要性が大きい、比較的流速の速い機械ほど、流体音の数値解析の実用化が進んでいるといえる。また、現時点では、翼後縁音(Trailing Edge Noise)などの乱流音の予測は困難であるが、動静翼干渉音のように、比較的大規模なスケールの流れの変動に起因して発生する流体音の予測は現状でも可能になりつつある。例示した解析は数

百万格子規模にもぼるものもあるが、現在のハイエンド計算機を使用すれば、最長でも一日程度で計算可能である。

今後は、翼面に発達する乱流境界層の非定常計算と発生する音の予測が重要な課題となる。一例として、単独翼周りの乱流境界層と発生音を予測した結果を図7に示す^[33]。翼弦長を基準とするレイノルズ数は 2×10^5 であり、図示されているのは迎角9度の結果である。この条件では、翼負圧面の層流境界層は前縁直後ではなく離し、短いはく離泡(short bubble)が形成され、前縁から翼弦長の5%程度の位置において乱流境界層として再付着する。はく離・遷移の定性的な特徴や、翼面の平均静圧分布、翼の揚抗力特性などは定量的に予測できることが確認されているが、高周波数域における流体音スペクトルの予測にはまだ大きな改善の余地がある。また、翼後縁音などの流体音の場合、物体寸法に比較して発生する音の波長は十分大きいという、いわゆる、コンパクト物体の仮定が成立しなくなる。このような場合は翼端における音波の散乱効果を考慮する必要が生じる^[34]。音響解析において、このような散乱効果をいかに高精度にかつ効率的に計算するかということも今後の重要な課題の一つといえる。

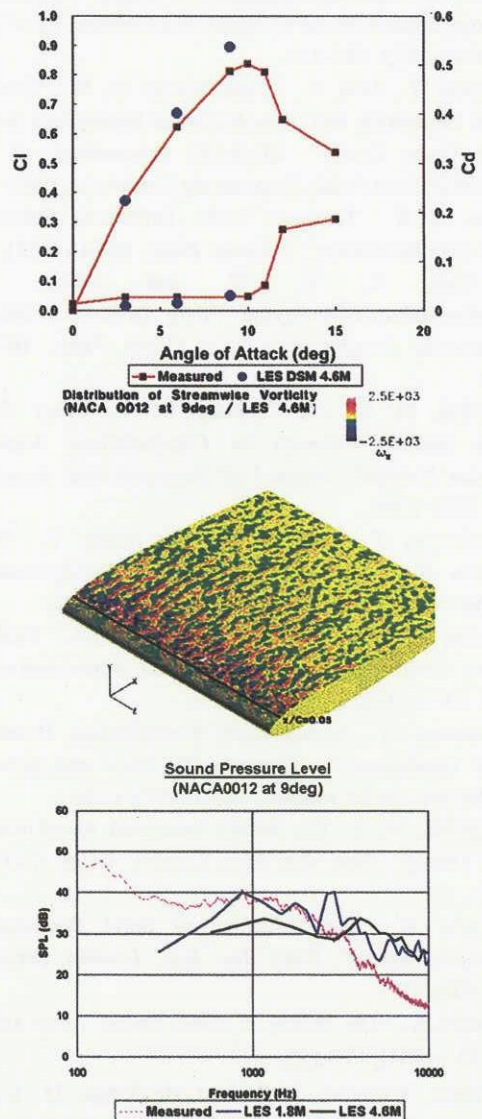


図7 翼周りの流れ場と空力騒音の予測^[33]（上から順に、翼の揚抗力特性の比較、翼負圧面の瞬時の主流方向渦度分布、および、流体音スペクトルの比較）

参考文献

- [1] Hardin, J. C. and Lamkin, S. L., "Computational Aeroacoustics- Present Status and Future Promise", *Aero- and Hydro-Acoustics, IUTAM Symposium Lyon 1985*, edited by G. Comte-Bellot and J. E. Ffowcs Williams, Springer, Berlin Heidelberg, 33-10 (1986), 253-259.
- [2] Tam, C. K. W., "Computational Aeroacoustics: Issues and Methods", *AIAA Journal*, 33-10 (1995), 1788-1796.
- [3] Lele, S. K., "Computational Aeroacoustics: A Reivew", AIAA Paper 97-0018, 35th Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1997.
- [4] Colonius, T., Lele, S. K., and Moin, P., "Sound Generation in Mixing Layer", *J. Fluid Mech.*, 330 (1997), 375-409.
- [5] 古川拓, 中村佳朗, "不足膨張ジェットの微細構造と空力音発生に関する数値解析", 第14回数値流体力学シンポジウム講演論文集 (CD-ROM), A08-02 (2000).
- [6] Ibraheem, M. A., Al-Qadi and Scot, J. N., "Simulations of Unsteady Behavior in Under-expanded Supersonic Rectangular Jets", 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (2001), AIAA Paper 2001-2119.
- [7] Inoue, O., and hatakeyama, N., "Sound Generation by a Two-Dimensional Circular Cylinder in a Uniform Flow", *J. Fluid Mech.*, 471 (2002), 285-314.
- [8] Colonius, T., Basu, A., J., and Rowley, C., W.: "Computation of Sound Generation and Flow/Acoustics Instabilities in the Flow Past an Open Cavity", CD-ROM Proceedings of the 3rd ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference, 1999.
- [9] Lele, S. K., "Compact Finite Difference Schemes with Spectral-Like Resolution", *J. Comp. Phys.*, 103-1 (1992), 16-42.
- [10] Tam, C. K. W. and Webb, J. C., "Dispersion-Relation-Preserving Finite Difference Schemes in Computational Aeroacoustics", *J. Comp. Phys.*, 107 (1993), 262-281.
- [11] Visbal, M. R. and Caitonde, D. V., "Very High-order Spatially Implicit Schemes for Computational Acoustics on Curvilinear Meshes", *Journal of Computational Acoustics*, 9-4 (2001), 1259-1286.
- [12] Colonius, T., Lele, S. K., and Moin, P., "Boundary Conditions for Direct Computation of Aerodynamic Sound Generation", *AIAA Journal*, 31-9 (1993), 1574-1582.
- [13] Hixon, R., Shih, S. -H. and Mankbadi, R. R., "Evaluation of Boundary Conditions for Computational Aeroacoustics", *AIAA Journal*, 33-11 (1995), 2006-2012.
- [14] Colonius, T., "Numerically Nonreflecting Boundary and Interface Conditions for Compressible Flow and Aeroacoustics Computations", *AIAA Journal*, 35-7 (1997), 1126.
- [15] Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically I. General Theory", *Proc. Roy. Soc., London, Series A*, 211 (1952), 564-581.
- [16] Curle, N., "The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound", *Proc. Roy. Soc., London, Series A*, 231 (1955), 505-514.
- [17] Powell, A., "The Theory of Vortex Sound", *J. of Acoust. Soc. Am.*, 33, (1964), 177-195.
- [18] Ffowcs Williams, J. E. and Hawkings, D. L., "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion", *Philosophical Transactions of the Royal Society, Series A*, 264-1151 (1969), 321-342.
- [19] Howe, M. S., "The Generation of Sound by Aerodynamic Sources in an Inhomogeneous Steady Flow", *J. Fluid Mech.*, 67-3 (1975), 597-610.
- [20] Kato, C., Iida, A., Hattori, M. and Inadama, S., Numerical Simulation of Aerodynamic Sound Source in the Wake of a Complex Object, AIAA Paper 2000-1942 (2000).
- [21] Kato, C., Kaiho, H., and Manabe, A., "Finite-Element Large Eddy Simulation Method with Applications to Turbomachinery and Aeroacoustics", *Trans. ASME, Journal of Applied Mechanics*, 70-1 (2003) 32-43.
- [22] Lyrintzis, A. S., "Review: The Use of the Kirchhoff's Method in Computational Aeroacoustics", *Trans. ASME, Journal of Fluids Engineering*, 116-4 (1994), 665-675.
- [23] Freund, J. B., Lele, S. K., and Moin, P., "Calculation of the Radiated Sound Field Using an Open Kirchhoff Surface", *AIAA Journal*, 34-5 (1996), 909-915.
- [24] Farassat, F. and Myers, M. K., "Extension of Kirchhoff's Formula for Radiation from Moving Surfaces", *Journal of Sound and Vibration*, 123 (1998), 451-460.
- [25] Ozyoruk, Y., and Long, L. N., "Computation of Sound Radiating from Engine Inlets", *AIAA Journal*, 34-5 (1996), 894-901.
- [26] Ahuja, V., Oryoruk, Y. and Long L. N., "Computational Simulations of Fore and Aft Radiation from Ducted Fans", 6th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (2000), AIAA Paper 2000-1943.
- [27] Hardin, J. C. and Pope, D. S., "Sound Generation by Flow over a Two-Dimensional Cavity", *AIAA Journal*, 33-3 (1995), 407-412.
- [28] Mankbadi, R. R., Hixon, R., Shih, S. H. and Povinelli, L. A., "Use of Linearized Euler Equation for Supersonic Jet Noise Prediction", *AIAA Journal*, 36 (1998), 140-147.
- [29] Lee, D. -J., Jeon, W. -H. and Chung, K. -H., "Development and Application of Fan Noise Prediction Method to Axial and Centrifugal Fan", FEDSM2002-31209, Proceedings of ASME 2002 Fluids Engineering Division Summer Meeting (2002).
- [30] Algermissen, G., Siegert, R. and Spindler, T., "Numerical Simulation of Aerodynamic Sound Generated by Fans under Installation Conditions", AIAA Paper-2001-2174 (2001).
- [31] Jang, C. -M, Furukawa, M. and Inoue, M., "Analysis of Vortical Flow Field in a Propeller Fan by LDV Measurements and LES-Part I: Three-Dimensional Vortical Flow Structures", *Trans. ASME, Journal of Fluids Engineering*, 123 (2001) 748-754.
- [32] Kato, C., Shishido, S., Miyazawa, M., Yoshiki, H., Ito, H., and Tsubota, H., "Numerical Prediction of Aerodynamic Noise Radiated from a Propeller Fan", Proceedings of 5th JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference (2002).
- [33] Miyazawa, M., Kato, C., Yoshiki, H., and Suzuki, Y., "Large Eddy Simulation of Flow around an Isolated Aerofoil and Noise Prediction", Proceedings of 5th JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference (2002).
- [34] Oberai, A. A., Roknaldin, F. and Hughes, T. J. R., "Computation of Trailing-Edge Noise Due to Turbulent Flow over an Airfoil", *AIAA Journal*, 40-11 (2002), 2206-2216.