

光学CT法とマイクロフォンアレイを用いた超音速ジェット騒音の音源位置推定

Investigation of Supersonic Jet Noise Sources Using the Optical CT Method and a Microphone Array

○高橋 康拓 (群馬大学・院), 森田 康平 (群馬大学・院), 荒木 幹也 (群馬大学)
Yasuhiro Takahashi Kohei Morita Mikiya Araki
小島 孝之(JAXA), 田口 秀之 (JAXA), 志賀 聖一 (群馬大学)
Takayuki Kojima Hideyuki Taguchi Seiichi Shiga

Abstract

By use of schlieren optics and microphones, jet noise sources of a rectangular hypersonic nozzle are investigated experimentally. Tomographic reconstruction of density fluctuation distribution of the jet and the cross-correlation analysis between the schlieren optics and the microphones are carried out. Maximum cross-correlation distributions show that the sound wave is highly directional within the downstream cone angle. In order to discuss the intensity of noise sources, the amplitude of the light intensity fluctuation and the maximum cross-correlations are multiplied at each measured point, which indicate the contribution of local noise sources to each microphone. The accuracy of the optical CT method is verified using a microphone array.

1. 緒言

現在, JAXA (宇宙航空研究開発機構) で次世代極超音速機HST (Hypersonic Transport) の研究・開発が進められている。図1 にHSTに搭載予定の予冷ターボジェットエンジン¹⁻³⁾の概略を示す。このエンジンは、インテーク、予冷器、コアエンジン、アフターバーナ、排気ノズルから構成される。排気ノズルは、超音速から極超音速までの排気速度変化、および海面から数十 km の高度変化に対応するために、可変スロートと外部ランプを有する複雑な形状となっている。

HSTは高度数十 km をマッハ5の極超音速飛行を予定している。特に問題となるのは離陸時の騒音である。ジェットエンジンから発生する騒音には、ファン騒音、コンプレッサ騒音、燃焼騒音、タービン騒音、ジェット騒音など多様な騒音がある。極超音速ジェットエンジンの場合、排気速度がきわめて大きい。そのため、排気速度の8乗に比例して増加するジェット騒音は非常に大きくなることが予想される。特に離陸時の騒音は大きな問題となる事が考えられる。そのため、極超音速機の実用化にあたってジェット騒音の低減は必須である。

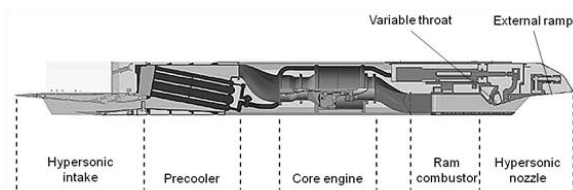


図1 予冷ターボジェットエンジン概略

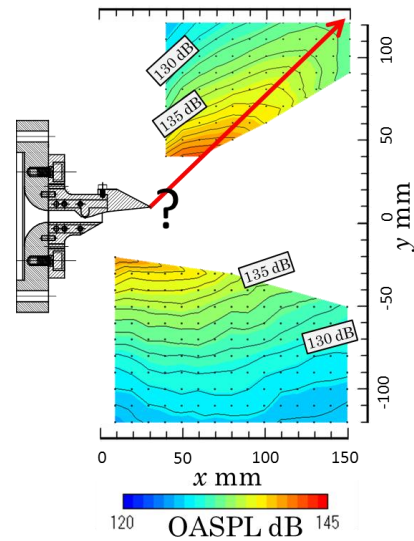


図2 ノズルまわりのOASPL分布

最も効果的に騒音の低減を行うには、騒音の発生源に直接作用するデバイスを用いるのが良いと考えられる。詳細な音源特定を行うためには音源近傍で音響計測を行うのが良いが、ジェット騒音は音源がジェット内部に存在するため、直接の音源特定は困難である。図2 に示すのは、矩形極超音速ノズル 1% 模型周辺のマイクロフォンによって計測された騒音 (OASPL : Overall Sound Pressure Level) 分布図⁴⁾である。

図中の黒点はすべて計測点であるが、ノズル周りは空白となっている。これはノズル近辺ではマイクロフォンがジェットと干渉して風切り音を生じ、音

響計測が困難になるためである。

本研究において提案する光学CT法⁷⁾では、圧力変動に伴う密度変動をシュリーレン光学系を用いて非接触で計測する。そのため、従来音響計測が困難であったジェット内部、あるいはその近傍での音響計測が可能であり、高空間分解能での騒音源特定が可能になると期待される。

本研究では、ジェット内部の密度変動をシュリーレン光学系を用いて計測し、断層可視化する。また、遠方場のマイクロフォンでとらえられた騒音波形との相互相関解析を行う。さらにその結果にジェット内部の密度変動振幅を考慮することで、正確な音源位置と音源強度を明らかにする。さらに、従来の音源探査手法であるマイクロフォンアレイでの音源推定も同時に行うことで光学CT法の検討を行う。

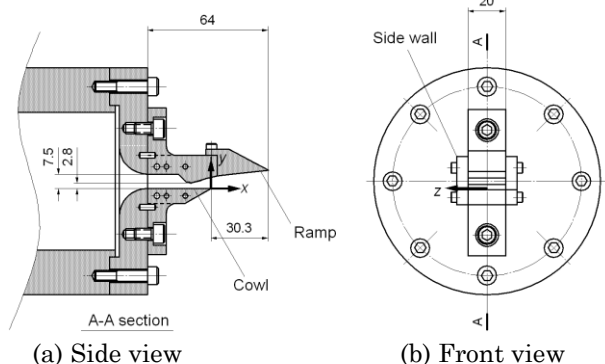


図3 矩形プラグノズル概略

Nozzle inlet total pressure $P_{0, MJ}$	0.27 MPa (a)
Nozzle exit static pressure	0.10 MPa (a)
Nozzle pressure ratio	2.7
Total temperature $T_{0, MJ}$	288 K
Working gas	Air

表1 超音速噴流条件

2. 実験装置および方法

2.1 矩形極超音速ノズル

図3 に、矩形極超音速ノズルの概略を示す。図3 (a) が側面図、図3 (b) が正面図である。流れ方向は、図3 (a) において左から右である。本研究で用いた矩形プラグノズルは、予冷ターボジェットエンジン排気ノズルの1/100 スケールの縮小模型である。図1より実機は、エアインテーク、予冷器、コアエンジン、ラム燃焼器、矩形プラグノズルから構成される。本研究で用いた矩形プラグノズル縮小模型は、ラム燃焼器下流のストレート部分から、ランプ下流端まで

が再現されている。ノズルはランプ、カウルと左右の側壁から構成される。

空気はスクリー式コンプレッサによって約0.7 MPa (a) まで圧縮された後、配管を通り実験室へと導かれる。主噴流用の空気は、レギュレータ（日本精器 BN-3R01-25）によって設定圧力に調圧された後、全圧室に導かれる。全圧室内の圧力は歪式圧力計（長野計器 GC67-364）により計測される。全圧室内の圧力を主噴流全圧 P_0 とする。全圧室でよどんだ空気は、ハニカム、ストレーナからなる整流部を通過した後、矩形四分円ノズルによって矩形流路に導かれる。この下流に矩形プラグノズルが取り付けられる。空気は、スロートを経てランプ壁面に沿って流れ、その下流端から静止大気中へと噴出される。実機は様々な飛行条件に対応するため、スロートが可変機構になっている。本研究で用いた矩形プラグノズル縮小模型はスロートが離陸条件の形状となっており、寸法は 20 mm × 2.8 mm で固定である。カウル出口寸法は、幅 20 mm、高さ 5.9 mm である。空気の流れはスロートを通過し、超音速に加速される。さらにカウル出口を通過した空気は、ランプ壁面に沿って流れ、その後ランプ下流端から静止大気中へと噴出される。座標系は、カウル下流端中央を原点とし、流れ方向を x 軸、鉛直上向きを y 軸、水平方向を z 軸とした。

表1 に超音速噴流の条件を示す。ノズル入口全圧は0.27 MPa (a)、ノズル出口静圧は大気圧である。ノズル圧力比は2.7であり、実機の離陸時条件に対応する。空気加熱は行わないため、全温は288 Kで室温である。作動流体は燃焼ガスではなく空気である。本研究では主噴流の条件は一定であるとして実験を行った。

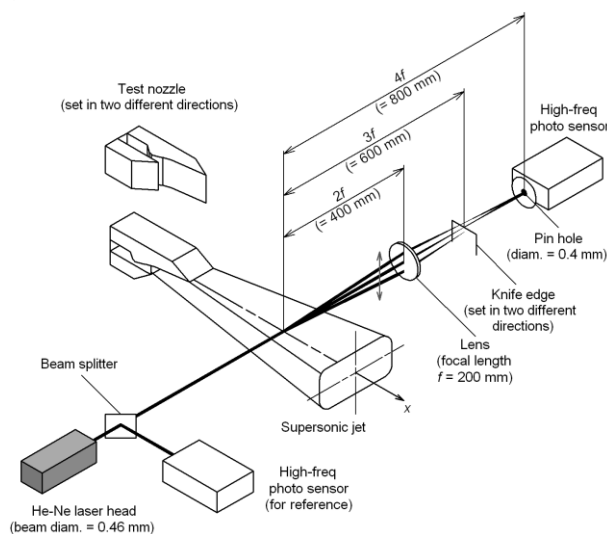


図4 光学系概略

2.2 ジェット内部の密度変動計測

図4 に光学系概略を示す．本研究ではシュリーレン法の原理を応用して計測を行った．音は圧力の変動であり，圧力の変動とともに密度も変動する．レーザ光のような平行光は，気体の密度の違いにより光路が曲がるという性質をもっている．このため，噴流にレーザ光を通過させると，噴流内部の密度変動により，入射されたレーザ光は曲げられる．噴流内部を通過したレーザ光はレンズにより集光され，ナイフエッジを通過しフォトセンサで受光される．密度変動により焦点の位置が変化することで，ナイフエッジを通過する光量に変化する．シュリーレン法の原理から

$$\frac{\Delta I}{I} \propto \frac{\partial \rho}{\partial r} \quad (1)$$

という関係があり，⁸⁾その輝度が密度勾配に対応する． ΔI は輝度変動振幅， I は密度勾配が存在しない場合の輝度， $\partial \rho / \partial r$ は密度勾配変動振幅である．

本研究で用いた光源はHe-Neレーザ（MELLES GRIOT, 05 LHP 211）である．レーザ光の波長は632.8 nm，出力は0.84 mWである．レーザ光はプリズム（シグマ光機，RPB3-15-550）で反射され，レンズの代わりに凹面鏡（シグマ光機，TCA-20C05-400）により集光される．凹面鏡の焦点距離は200 mmである．ナイフエッジは通常時にレーザ光をちょうど半分だけ遮る位置に調整する．ナイフエッジを通過したレーザ光はフォトセンサ（浜松ホトニクス，フォトセンサアンプ C8366，フォトダイオード S3071）により受光される．なお，フォトセンサの受光部にはピンホールが取り付けられており，このピンホールの直径である0.4 mmがこの計測における空間分解能である．フォトセンサで受光された信号はデジタルオシロスコープ（LeCroy, WaveRunner 64Xi-A）で記録する．デジタルオシロスコープのサンプリングクロックは0.4 μ s（2.5 MHz），1回に取り込むデータ長は1 250 000点である．ナイキストの折返し周波数から，1250 kHzまでが有効なデータとなる．この1 250 000点のデータを32 768点ずつ38回にわけて高速フーリエ変換（FFT）を行った．高速フーリエ変換を行うことで各周波数成分の電圧振幅である ΔV が求められる．これらを直流成分である0 kHzの電圧 V で除して $\Delta V/V$ を求める．その結果から折返し周波数である1250 kHzまでの $\Delta V/V$ の積分値である $\Sigma(\Delta V/V)$ を求める．なお， $\Sigma(\Delta V/V)$ の算出時，変動成分ではない0 kHz成分は除いている．

フォトセンサの出力電圧と輝度は比例関係にある．したがって，電圧振幅 ΔV と輝度変動振幅 ΔI ，直流

成分電圧 V と輝度 I はそれぞれ比例関係にある．したがって，無次元化した電圧振幅である $\Delta V/V$ と，無次元化した輝度振幅である $\Delta I/I$ は一致する．よってこれ以降，無次元の電圧振幅である $\Delta V/V$ を輝度振幅 $\Delta I/I$ として示す．

計測装置は三次元送り装置に固定されていて，任意の位置で計測可能である．計測装置はすべて一体となっていて，光学系の配置が変わることなく計測装置全体をトラバースすることが出来る．計測領域は x 軸方向に5~70 mm， y 軸方向に-20~40 mm， z 軸方向に-30~30 mmである． y および z 方向については0.5 mm ずつ計測座標を移動させながら計測を行った．なお， $x = 0 \sim 30$ mm かつ $z = -10 \sim 10$ mm の領域についてはランプが存在するため z 軸上の密度変動計測は本来不可能であるが，今回ランプを途中で切断した形状の短縮ランプを製作し， $x = 10$ mmおよび $x = 20$ mm， $x = 25$ mm， $x = 30$ mmの計測を行った．いずれのランプも，計測する x 座標の3 mm 手前で切断された形となっている．

本計測法においてはレーザパワーの時間変動が計測結果に大きな影響を与え得る．その影響を除くため，ジェット通過前のレーザをビームスプリッタによって分岐させ，一方を計測用としてジェットに入射し，もう一方は参照光としてそのまま輝度を計測している．各列の計測の前後にジェットを通過しない計測光と参照光の比を算出し，その比をもとに各計測時間における I を算出する．この算出された I を用いて $\Delta I/I$ を計算することにより，レーザパワー変動の影響を補正できる．

2.3 遠方場騒音計測

マイクロフォン（Brüel & Kjær 4138）を用い，騒音計測を行った．マイクロフォンは直径9 mmの支持棒先端に取り付けられ，計測位置に設置される．

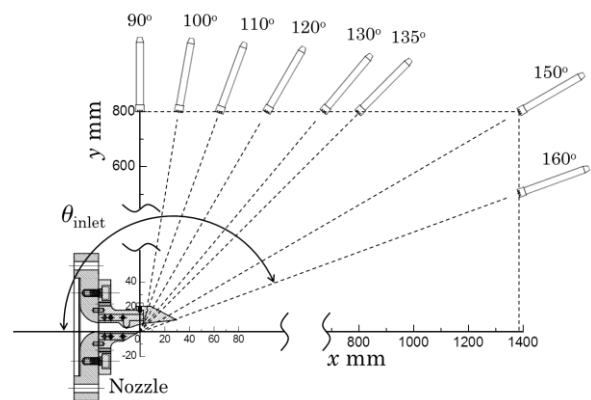


図5 各マイクロフォンの計測位置

マイクロフォンの設置位置は図5 のとおりである．計測角度は空気取り入れ口からの角度 θ_{inlet} により

定義する。160°以外のマイクロフォンは先頭がx軸から800 mmの位置にくるように設置され、各マイクロフォンの原点からの距離はすべて異なっている。160°マイクロフォンのみ150°マイクロフォンとy軸に平行となるように設置している。これは、実験室の制約から160°マイクロフォンをx軸から800 mmの位置に設置できなかったためである。マイクロフォンからの電圧信号は、コンディショニングアンプ (Brüel & Kjaer 2690-0S1) で増幅され、デジタルオシロスコープ (LeCroy, WR6030A および 64Xi-A) でA/D変換され記録される。サンプリングクロックは0.4 μs (2.5 MHz) である。相互相関解析を行うため、マイクロフォンによる音響計測と後述するシュリーレン光学系による密度変動計測は同期させて行った。

2.4 断層像再構成

図4に示すようにノズルに対するレーザ光の入射方向を変え、y軸上およびz軸上の密度変動振幅分布を取得する。この2方向のデータをもとに各x座標での断層像を再構成する。再構成の計算には統計的画像再構成の手法の一つであるML-EM法 (最尤推定-期待値最大化法) を応用した⁹⁾。ML-EM法は次式で示される。

$$\lambda_j^{k+1} = \frac{\lambda_j^k}{\sum_i C_{ij}} \sum_i \frac{y_i C_{ij}}{\sum_{m \in I_i} C_{im} \lambda_m^k} \quad (2)$$

ここでλは推定値、Cは検出確率であり、yは計測値に対応する。

本研究では検出確率Cは投影方向に対して1、それ以外の方向に対して0であるという仮定のもと、計算を実行した。(2)式を用いて反復計算し、断層像再構成を行う。収束判定条件は次式で定義し、推定値の変化率が収束判定値以下になれば解が求まったと判断する。

$$\frac{|\lambda_i - \lambda_{i-1}|}{\lambda_i} \leq 0.001 \quad (3)$$

2.5 相互相関解析

シュリーレン光学系により計測された輝度の時間波形とマイクロフォンにより計測された音圧の時間波形から、シュリーレン光学系とマイクロフォンとの相互相関解析を行った。また、2本のマイクロフォンで計測された音圧の時間波形からも、マイクロフォン同士の相互相関解析を行った。相互相関関数は一般的に(4)式¹⁰⁾で定義される。マイクロフォンの有効周波数から、また低周波の外乱の影響を除くため、1 kHz ~ 60 kHzのバンドパスフィルタを通したの

ち相互相関関数を算出した。

$$\langle f(t), q(t + \tau) \rangle = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T f(t) q(t + \tau) dt \quad (4)$$

波形の振幅ではなく、形の相似性のみについて評価するためこの相関値を、式(5)のように密度変動および圧力変動のRMS値で除したものを相関関数とする。

$$R_{\Delta p} = \frac{\langle f(t), q(t + \tau) \rangle}{[f_{\text{RMS}} q_{\text{RMS}}]} \quad (5)$$

2.6 マイクロフォンアレイ

図6にマイクロフォンアレイの概略を示す。同時に計測された2点間のマイクロフォンの騒音波形を相互相関解析することで、最大相関値を得た時の遅れ時間を知ることができる。2次元平面上の点音源を仮定すると、2点間のマイクロフォンによって計測された遅れ時間τとなる点の軌跡上に音源は存在することになる。「双曲線は2定点からの距離の差が一定となる点の軌跡」であるためこの点の軌跡は双曲線である。ここで、双曲線の方程式

$$\frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (6)$$

ただし、 $a = \frac{\tau \sqrt{\gamma R T}}{2}$ 、 $b = \sqrt{c^2 - a^2}$ である。

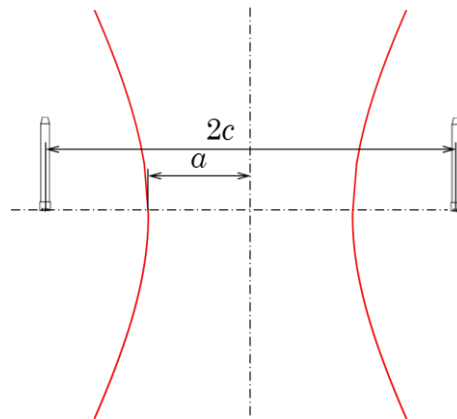


図6 マイクロフォンアレイ原理

一組のマイクロフォンからプロットできる双曲線からは、音源が双曲線上に存在するとは分からない。そのため、複数組のマイクロフォンから双曲線をプロットすることで、それらが交点結んだところに音源があると推定できる。

3. 結果および考察

3.1 マイクロフォン同士の相互相関解析

図7 にマイクロフォン同士の相互相関関数を示す。縦軸は相関値、横軸は遅れ時間である。相互相関関数から波形の相似性の度合を表す最大相関値および、音波の到達時間の差である遅れ時間を調べる。このように、130°マイクロフォンで取得された騒音の時間波形は、135°マイクロフォンで取得された時間波形と、遅れ時間 $\tau = 0.25$ ms において最大0.57の相関値を示す。

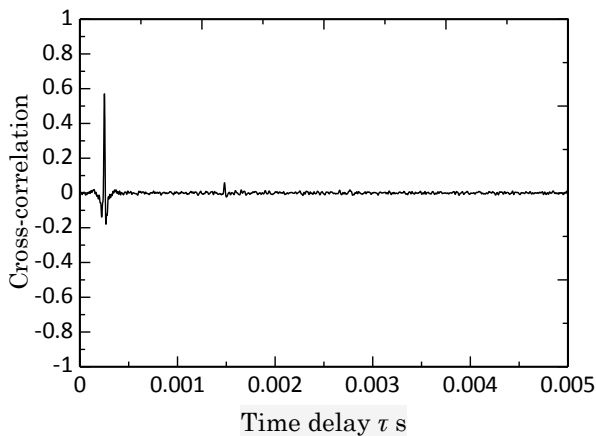


図7 マイクロフォン同士での相互相関関数

3.2 密度変動振幅分布

図8 にピトー管計測により求められた超音速ジェットの速度分布を示す。横軸に x 座標、縦軸に y 座標をとる。図中にピトー圧の最大値の5%の位置として定義されたジェットと静止大気の境界を示す。速度分布は非対称な形となり、ランプを通過したのちランプ側に非常に急峻な速度勾配ができることがわかる。

図9 (a) に x - y 平面における密度変動振幅分布を示す。横軸は x 座標、縦軸は y 座標である。なお、図9 (a) 中の赤い線は速度分布で示した噴流と静止大気の境界を表している。これより密度変動はジェット外部においても検出されることが確かめられる。これは静止大気を伝播する圧力変動、すなわち音波そのものの密度変動であると考えられる。図9 (b) に x - z 平面における密度変動振幅分布を示す。横軸は x 座標、縦軸は z 座標である。図中の白い破線はランプの存在する領域を示す。分布は $z=0$ mm のラインを境にほぼ対称である。 x - y 平面分布に対して振幅が小さな値を示すのは、ジェットが扁平であり光学厚さが大きく異なるためであると考えられる。

x - y 平面分布、 x - z 平面分布のいずれも、レーザが通過してきた光路上の密度変動の積分値である。レーザの通過する各点において密度変動振幅は異なる

が、平面上の分布図からはわからない。そのため複数方向 (今回は2方向のみ) からの計測結果を用いて内部の分布図、すなわち断層像を再構成する。

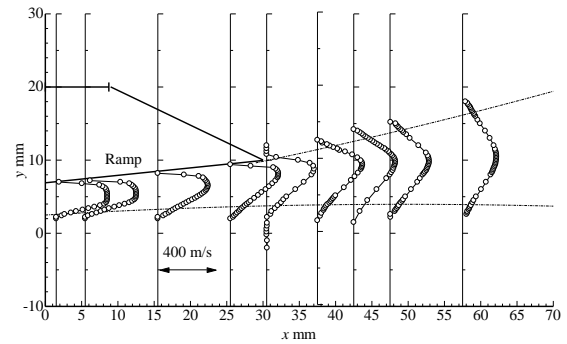
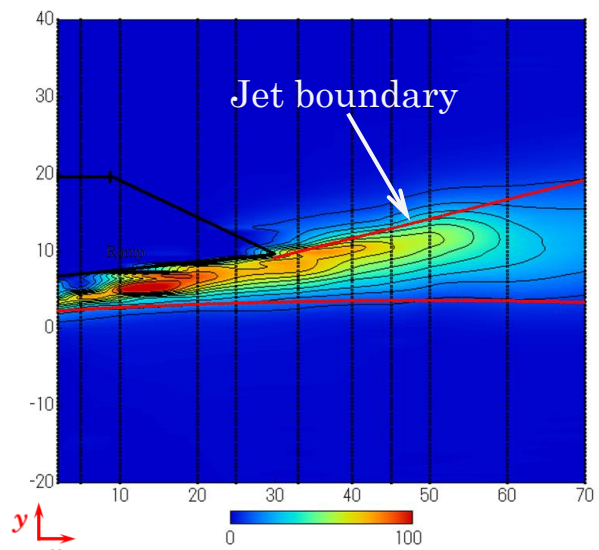
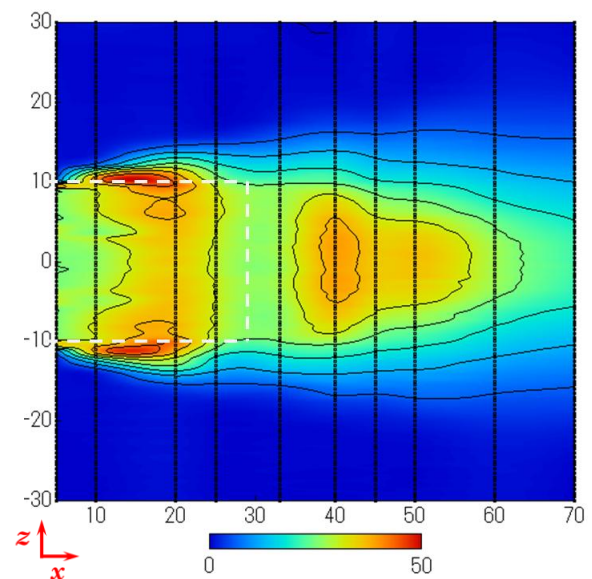


図8 ピトー管による流速分布



(a) x - y 平面上分布



(b) x - z 平面上分布

図9 密度変動振幅分布

3.3 断層像再構成およびMie 散乱像との比較

図10 (a) に $x = 33 \text{ mm}$, 図10 (b) に $x = 70 \text{ mm}$ の密度変動振幅断層像及び Mie 散乱によるジェットの見え方を示す。Mie 散乱像はジェットの存在領域を表している。この比較より、ジェットの中心部と密度変動の大きな領域が対応していることがわかる。また Mie 散乱像と同様に、密度変動振幅の分布も下流へ行くに従ってジェットの形状が矩形から円形へ近づいていくことが確認された。前述の速度分布より、ポテンシャルコアはランプ上ですでに消滅している。そのため $x = 33 \text{ mm}$ は完全混合領域であり、ジェット全域がせん断層であると考えられる。密度変動振幅の断層像においてジェット中心部が最も大きな変動振幅をとるのは、このためであると考えられる。

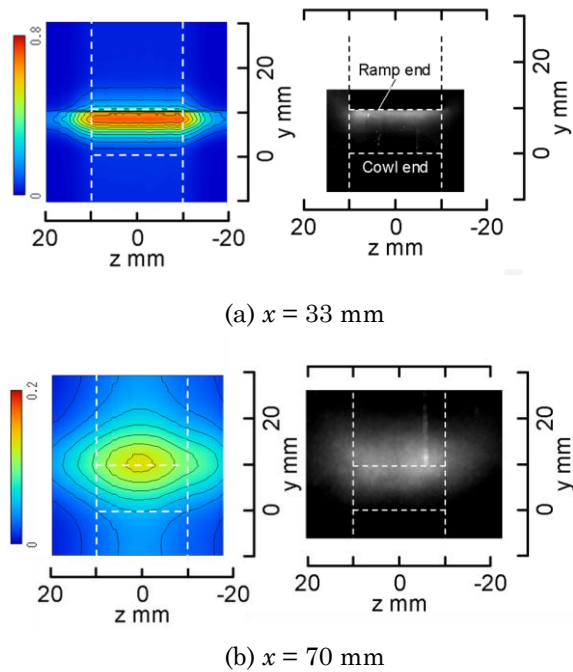


図10 密度変動振幅断層像とMie散乱像の比較

3.4 シュリーレン光学系とマイクロフォンの相互相関解析

3.4.1 相互相関関数

図11 にシュリーレン光学系とマイクロフォンの相互相関関数を示す。距離から計算される遅れ時間 3.22 ms に対し、相互相関関数が最大値をとる遅れ時間は 3.18 ms であって、ほぼ一致する。また、シュリーレンとマイクロフォンでは異なる物理現象を計測しているものの、比較的大きな相関値が得られる。これらの事実より、シュリーレン光学系により音源の振舞いを可視化できているものと考えられる。

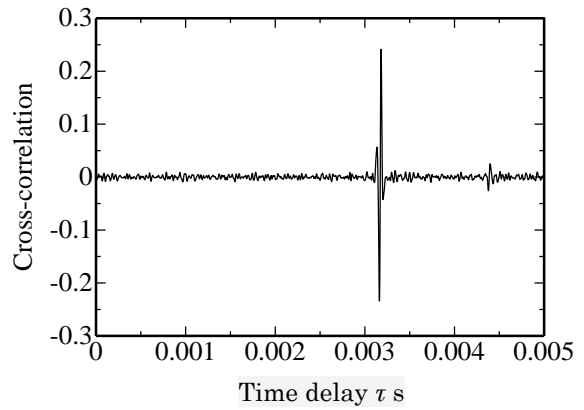
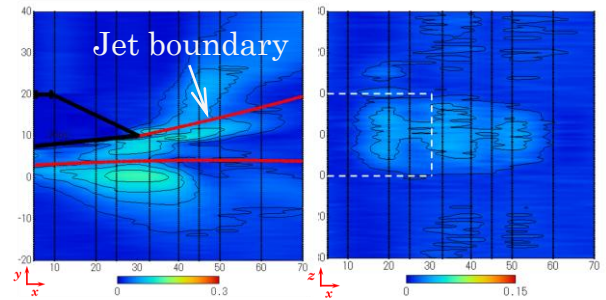
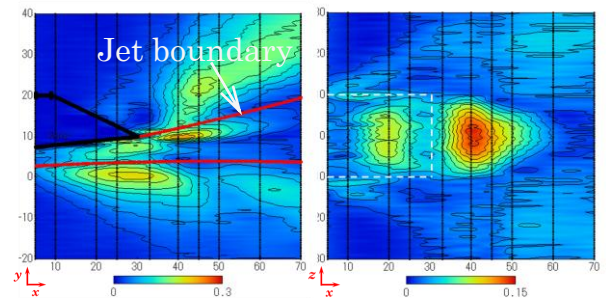


図11 シュリーレン・マイクロフォン相互相関関数



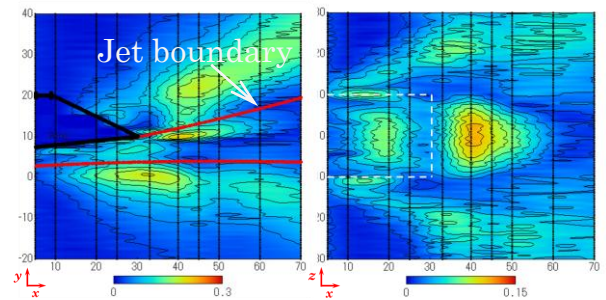
(a) x-y 平面上分布 (b) x-z 平面上分布

図12 ランプ側90°マイクロフォンに対する最大相関値分布



(a) x-y 平面上分布 (b) x-z 平面上分布

図13 ランプ側135°マイクロフォンに対する最大相関値分布



(a) x-y 平面上分布 (b) x-z 平面上分布

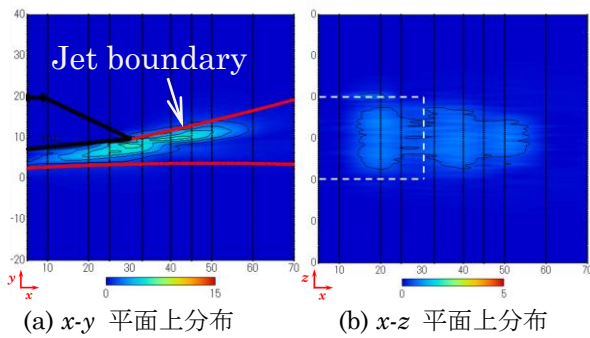
図14 ランプ側150°マイクロフォンに対する最大相関値分布

3.4.2 最大相関値分布

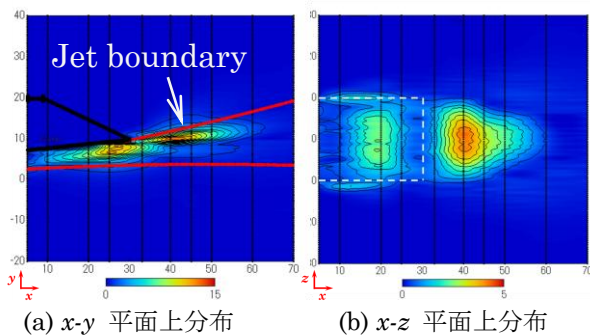
図12~14に、各計測点におけるマイクロフォン（音圧変動）に対するシュリーレン（密度変動）の最大相関値の分布を示す。図12はランプ側90°、図13はランプ側135°、図14はランプ側150°マイクロフォンに対する相互相関解析の結果である。ジェット外部にみられる大きな最大相関値は、音波の伝播によるものと考えられる。

3.5 音源強度分布

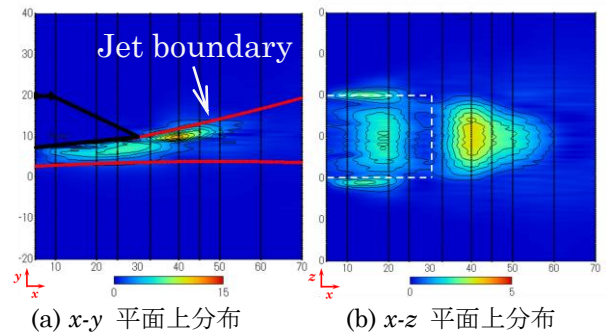
図15~17に音源強度分布を示す。最大相関値はあくまで波形の相似の度合を示すものであり、振幅の大小は影響しない。従って最大相関値の大小は必ずしも騒音源の強度の大小を示さない。一方密度変動振幅はジェットの内部における変動の大小を表すものと考えられるが、それらがすべて音の発生に寄与しているわけではない。そのため、各計測座標における密度変動振幅を最大相関値で重みづけすることにより、各マイクロフォンで計測される騒音の発生に寄与するジェット内部の密度変動の分布を明らかにする。この結果を用いて騒音源を検討する。次元や単位は音のそれとは異なるが、本論文では便宜上この密度変動振幅と最大相関値の積を音源強度分布と称するものとする。図15~17において、最も強度の高い音源はいずれの角度でも $x = 40 \text{ mm}$, $y = 10 \text{ mm}$ 付近に存在することがわかる。



(a) x-y 平面上分布 (b) x-z 平面上分布
図15 ランプ側90°マイクロフォンに対する音源強度分布



(a) x-y 平面上分布 (b) x-z 平面上分布
図16 ランプ側135°マイクロフォンに対する音源強度分布



(a) x-y 平面上分布 (b) x-z 平面上分布
図17 ランプ側マイクロフォンに対する音源強度分布

3.6 マイクロフォンアレイ

図18にマイクロフォンアレイの結果を示す。90°と100°、110°と120°、130°と135°、150°と160°の4組のマイクロフォンからの4本の双曲線は図中に示されたノズルのランプ下流端付近に一つの交点を結んでいることがわかる。

図19に、図18のノズル付近を拡大した135°音源強度分布との比較を示す。マイクロフォンアレイのすべての双曲線は一点で交点を結ばず、交点の位置にバラつきがある。音源強度分布と比較すると、マイクロフォンアレイの交点位置はおおよそ音源強度分布で示された音源位置と一致した。ゆえに、マイクロフォンアレイで計測した音波が音源強度分布で示された騒音源から伝播してきたと考えられる。

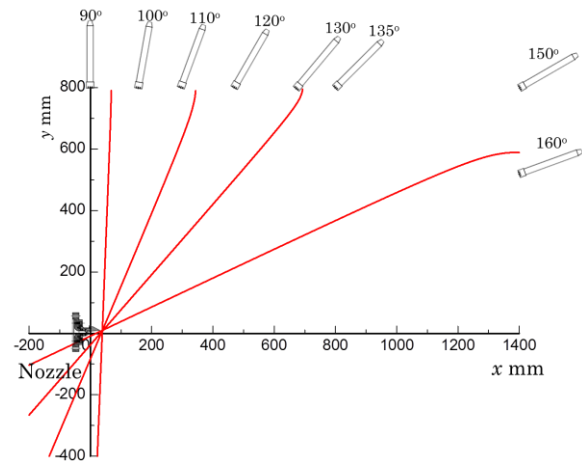


図18 マイクロフォンアレイによる音源位置

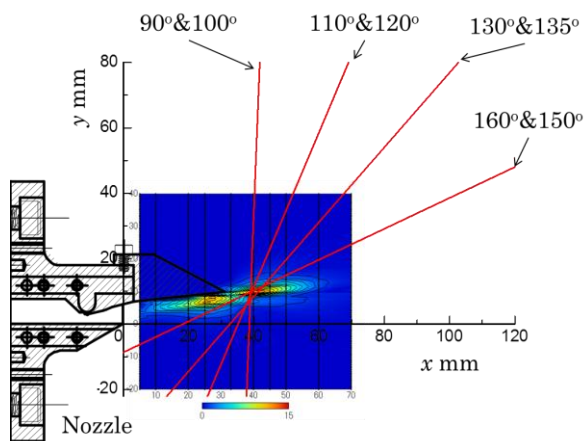


図19 光学CT法による音源強度分布と
マイクロフォンアレイによる音源位置比較

4. 結言

超音速ジェット内部およびジェット外部を通過するレーザ光の光路の屈折量から、密度変動の大きさを計測した。さらに相互相関解析を行い、最大相関値で密度変動振幅を重みづけした音源強度分布を求めた。その結果から以下のような知見を得た。

1. シュリーレン光学系を用い、ジェット内部の密度変動を計測した。また、その結果を再構成し断層像を得た。
2. 相互相関解析の結果、シュリーレンの計測結果(密度変動)とマイクロフォンの計測結果(圧力変動)は違う物理現象にも関わらず、比較的大きな相関が得られることがわかった。これより、シュリーレン光学系による計測で、音源を可視化できていると考えられる。
3. 最大相関値を密度変動振幅で重みづけし、音源強度分布を求め、音源位置を推定した。
4. マイクロフォンアレイによる音源位置推定を行った。双曲線の交点は音源強度分布で示された音源の推定位置と概ね一致した。

参考文献

- 1) H. Taguchi et al. : Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments, AIAA paper 2005-3419, (2005).
- 2) H. Taguchi et al. : Firing test of a Hypersonic Turbojet Engine Installed on a Flight Test Vehicle, AIAA paper 2009-7311, (2009).
- 3) 宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 極超音速機研究委員会: 極超音速機の研究開発構想, 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-06-025, (2007).

- 4) 荒木 幹也, 佐野 貴透, 小島 孝之, 田口 秀之, 志賀 聖一, 小保方 富夫: 矩形プラグノズルからの排気騒音に及ぼす空力タブの効果, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 56, No. 651, pp. 149-156, (2008).
- 5) 横川 譲, 山本 一臣, 石井 達哉, 浦 弘樹, 長井 健一郎, 生沼 秀司: ジェット機に対する音源可視化技術の開発, 可視化情報, Vol. 31, Suppl. No. 1, (2011).
- 6) J. Hileman et al. : Exploring Noise Sources Using Simultaneous Acoustic Measurements and Real-Time Flow Visualizations in Jets, AIAA Journal, 40-12, (2002), pp.2382-2392.
- 7) 荒木 幹也, 曾根 祐輔, 小島 孝之, 田口 秀之, 志賀 聖一, 小保方 富夫: 光学CT法を用いた超音速噴流の断層可視化, 日本機械学会論文集B編, 74 (738), 377-384, (2008).
- 8) 浅沼 強: 流れの可視化ハンドブック, 朝倉書店, (1977).
- 9) 篠原 広行ほか: 画像再構成シリーズ EXCEL による画像再構成入門, 医療科学社, (2007)
- 10) 南 茂夫: 科学計測のための波形データ処理, CQ出版社, (1986).

謝辞

本研究は、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) と群馬大学の共同研究として実施された。本研究を実施するに当たり、文部科学省 科学研究費補助金 (課題番号: 22686078) の助成を頂いた。本研究を行うに当たり、群馬大学大学院生、中澤 惇一郎氏、村木 瑞穂氏、群馬大学学部生、田島 恵介氏に協力を頂いた。ここに記して謝意を表する。