

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和 4 年 3 月 3 日現在

機関番号：12301

研究種目：基盤研究(B)（一般）

研究期間：2016～2018

課題番号：16H04584

研究課題名（和文）1MHz光学マイクロフォンと低密度ガスジェットによる実機超音速エンジン騒音推算

研究課題名（英文）Jet Noise Assessment of Full-Scale Supersonic Engines Using 1MHz Optical Microphone and Low-Density-Gas Jets

研究代表者

荒木 幹也（Araki, Mikiya）

群馬大学・大学院理工学府・教授

研究者番号：70344926

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 9,600,000円

研究成果の概要（和文）：超音速ジェットエンジンは1000m/sかつ2000Kオーダの高速・高温で運用される。その離陸騒音低減デバイスの効果は、最終的に「実機エンジン」で検証されるべきである。これを「非加熱」の「1%ミニチュアノズル」で実現できれば、飛躍的な効果をもたらす。「高温燃焼ガス（密度が低い）」の代わりに「常温低密度ガス」を用いることで、高温ジェットの音響放射を精度よく再現することに成功した。1%ミニチュアノズルからは実機の100倍の周波数の音が放出される。超高周波光学マイクロフォンを開発し、実機換算周波数でも人間の可聴帯をカバーできるデータ取得に成功した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

航空宇宙開発に要するコストを削減するための研究である。防爆・保安設備の整う巨大設備と、100名/日オーダの人員（危険かつ高価）を必要とする実機エンジン試験を、非加熱（安全）のミニチュアノズル（安価）で行うという試みである。音響計測に限定されるものではあるが、実機試験と同等の内容の試験を、数名の試験人員で数週間で行うことができるという成果を得た。騒音低減デバイス開発に弾みをつける成果であると考えている。

研究成果の概要（英文）：Supersonic jet engines operate at a high-velocity (order of 1000m/s) and high-temperature (order of 2000K) condition, and their noise reduction devices should be evaluated using a full-scale engine. It could bring a significant benefit if this could be done using 'unheated' and '1% miniature-sized' nozzles. The jet acoustics could be reproduced using a 'low-density gas' instead of a 'high-temperature burnt gas'. The jet noise frequency from the miniature nozzle becomes 100 times as high as that for a full-scale engine. By using the newly developed ultra-high frequency optical microphone, the acoustic measurement could be done that covers the human audible range even at the corrected frequency.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：超音速ジェットエンジン ジェット騒音 光学マイクロフォン 低密度ガスジェット 実機騒音推算

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19、CK - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

次世代の超音速/極超音速ジェットエンジン実現に向けた研究が、世界各国で進められている。従来の亜音速機を大きく超える高速巡行を実現するため排気速度を増大する必要があり、2000K オーダの非常に大きなノズル全温で運用される。大きな排気速度は大きなジェット騒音をもたらすことになり、離陸時のジェット騒音が懸念される。本研究グループでは、超音速ジェットエンジンのための様々な騒音低減デバイスを研究してきた。ただしこれらは、1%スケールのミニチュアノズルを用い、全温も常温のジェットでなされてきたものである。超音速ジェットエンジンの騒音低減デバイス開発において、その効果は最終的に「実機エンジン」で検証されるべきものである。開発中のエンジンであれば実機が存在せず、プロトタイプエンジンの開発・製造、国外試験場の確保、そして数か月にわたる試験実施が必要となり、莫大なコストを要する。これをミニチュアノズルで実現できれば、飛躍的な効果をもたらすことになる。簡単に実機同等の音響データを取得する手法の確立が求められている。

		
フルスケール	サブスケール	マイクロスケール
米国テストフィールド (IHI実施) コア・AB 燃焼試験	東京大学テストセル AB 燃焼試験	群馬大学テストセル 非加熱試験
ノズルスケール ~ 2 m (100 %)	ノズルスケール ~ 0.05 m (3 %)	ノズルスケール ~ 0.02 m (1 %)
試験人員 (期間) 30 ~ 100 人 (3ヶ月)	試験人員 (期間) 5 ~ 20 人 (1ヶ月)	試験人員 (期間) 2 ~ 3 人 (1週間)

図1 超音速エンジンテストセルのスケールとコスト

2. 研究の目的

ただしそこには、「周波数の壁」と「温度の壁」がある。ミニチュアノズルで取得したデータは騒音周波数が大きく、高周波マイクロフォン (最高 140kHz) で取得したデータであっても、実機スケール換算した際の最高周波数は 1kHz 相当となり、人間の可聴域をカバーできない。高周波側にピークが隠れていても検出できない。また常温ジェットと高温ジェットは、単に音圧レベルが異なるのみならず、渦構造の移流速度が異なるため放射角度までもが大きく変化する。常温ジェットの騒音データから高温ジェットの音響場を推定することはできない。本研究では、「1MHz 超高周波光学マイクロフォン」と「低密度ガスジェット」を用い、1%スケールノズルの常温ジェットで実機エンジン同等の音響計測を可能とする技術を確認する。そして、騒音低減デバイス開発に新しい指針を与えることを目標とする。

3. 研究の方法

従来の機械式マイクロフォンは、圧力波によるダイアフラム (膜) の振動を電氣的に検出し信号を得る。物理的な振動面を有するため、高周波数側に限界がある。ダイアフラムを小さくすることで高周波限界を拡大することが可能であるが、現状最も小さなダイアフラムを用いた製品 (1/8 インチ = 約 3mm) であっても、140kHz が限界である。1%スケールノズルを用いた場合、実機換算周波数は取得データの 1/100 の周波数となるため、周波数上限は 1kHz オーダにとどまる。人間の可聴範囲 (20Hz ~ 20kHz) をカバーするには、周波数上限が 1 ケタ足りない。本研究では、「音」の計測に「光」を用いる。マイクロフォンから物理的な振動面を排する。

光学マイクロフォンの概略を図2に示す。ノズル原点から測定部までの距離を R とし、プローブビームは地面と直交して設置した。光源は、半導体レーザー (Sawtech, DPGL-2200)、ガウシアンモード、波長 532 nm、出力 200 mW である。ビーム直径は、ビームウェスト直径を小さくするため、ビームエキスパンダ (シグマ光機, LBED-10) によって 1 mm から 10 mm に拡大される。さらに直径 8 mm の円形アパーチャがレーザー光の外縁を遮光する。ナイフエッジが反射

した戻り光によるレーザノイズの増大を防ぐため、ビームエキスパンダとレーザ出射口の間に、円偏光フィルタ(Kenko Digital Filter CIRCULAR PL シリーズ)を設置した。音波に暴露される測定部は $L = 200 \text{ mm}$ あり、それ以外の領域はアルミニウム製の円筒で遮音した。レーザ光はプリズム(シグマ光機, RPB3-30-550)で反射され、レンズの代わりに凹面鏡(シグマ光機, TCA-15C05-2000)により集光される。凹面鏡の焦点距離は、 $F = 1000 \text{ mm}$ である。凹面鏡の焦点にナイフエッジが設置される。ナイフエッジを挿入する向きを変えることで、光学マイクロフォンの指向性を任意の方向に変化させられる。本研究においては、ノズル原点方向に指向性を持たせた。ナイフエッジの挿入量は、ジェット騒音による音波を測定部に入射した状態で、フォトセンサの出力実効値が最大となるように調整した。ナイフエッジを通過したレーザ光は、フォトセンサにより受光される。フォトセンサ前方には、空間分解能を確保するため直径 0.2 mm のピンホールを取り付けた。フォトセンサの出力電圧は、デジタルオシロスコープ(TELEDYNE LECROY, HDO4034)で記録する。デジタルオシロスコープのサンプリングレートは 20 MHz 、1 回に取り込むデータ長は 10 M 点であり、4 回連続してデータを取得する。ナイキストの折返し周波数である 10 MHz までが有効なデータとなる。この 40 M 点のデータを 262144 点ずつ 144 回にわけて高速フーリエ変換(FFT)を行い、平均化処理をした。FFT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。フォトセンサの出力電圧と輝度は比例関係にあるため、電圧振幅 ΔV と輝度振幅 ΔI 、直流成分電圧 V_0 と平均輝度 I_0 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 $\Delta V/V_0$ と、無次元化した輝度振幅 $\Delta I/I_0$ は一致する。

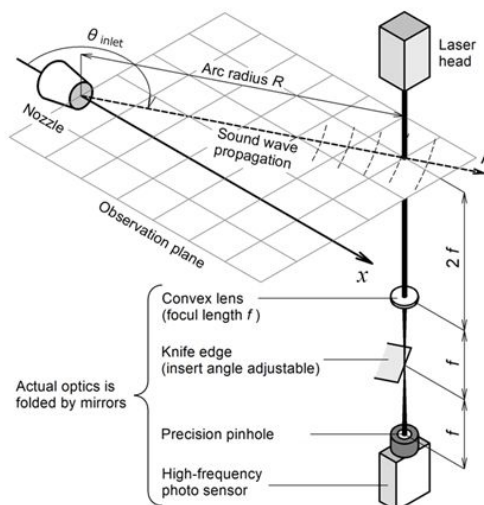


図2 光学マイクロフォン概略

光学マイクロフォンの周波数特性は、密度勾配を計測する原理から周波数に比例し、それに光信号強度減衰量、音波の曲率に伴う有効光学長さ、光学系の作用による周波数特性を足し合わせることで求められる。1 kHz を基準として正規化した光学マイクロフォンの周波数特性を図3に示す。計測された輝度変動に図3の特性を重畳することで、SPL に相当するスペクトルを得る。この周波数特性の妥当性の確認が重要であり、直径の異なる円形ノズルからのジェット騒音を用いて評価を実施した。

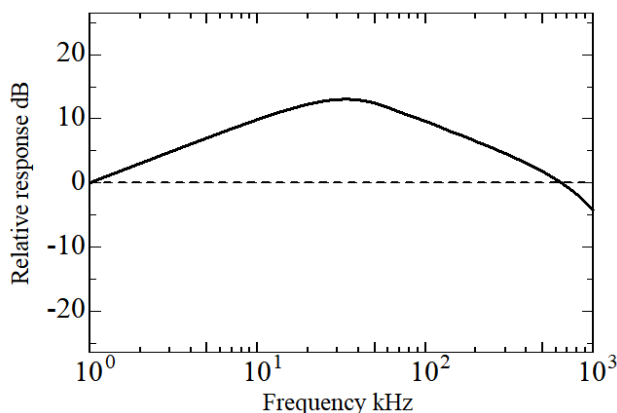


図3 光学マイクロフォン周波数特性

4. 研究成果

図4に無響室の概略図を示す。無響室に使用された吸音材のカットオフ周波数は800 Hzである。光学マイクロフォンを設置するため、地上に吸音材は使用しないが、地上とノズルの距離は1015 mmあり、反射音は直射音に比べ12 dB以上減衰するため、反射音の影響は小さい。作動流体である圧縮空気は室外のスクリー式コンプレッサ、ヘリウムはボンベから供給される。整圧室の全圧は、圧力レギュレータで調整される。整圧室はハニカムストレナが取り付けられ、整流された作動流体がノズルに流れ込み、大気中に排出される。整圧室の全圧と全温は計測されている。

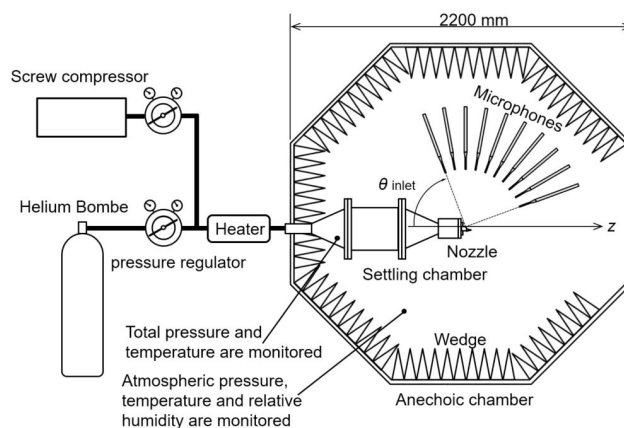


図4 無響室概略

光学マイクロフォンの周波数補正の妥当性を検討する。ジェット騒音は、ノズル直径によらず相似なスペクトルを持つことが知られている。Tamらはジェット騒音のスペクトルが Large turbulence structure と Fine scale turbulence という2種類の異なる音源の相似スペクトルの重ね合わせで表されることを示した。ピーク放射角度では Large turbulence structure による騒音の相似スペクトル(F-spectrum)、90度方向では Fine scale turbulence による騒音の相似スペクトル(G-spectrum)が支配的である。光学マイクロフォンを用いて、ノズル直径の異なるジェット騒音を計測し、周波数をノズル直径で正規化した上、相似スペクトルと比較する。ストローハル数の代表速度はジェット速度、代表長さはノズル直径である。図5に145度方向、図6に90度方向の円形ジェット騒音を光学マイクロフォンで計測した結果を示す。ノズル直径は4, 8 mmである。噴流を止めた状態で音響計測を行い、光学マイクロフォンの光学系・信号伝達系の持つノイズフロアを取得した。

第9図に示すように周波数の増大とともに計測感度は低下していく。ナローバンドスペクトルにおける有効な周波数範囲の上限は、ノイズフロアと音響信号の強度比が1となる周波数とした。一方、噴流を作動させながらもプローブビームを遮音した状態で音響計測を行い、光学マイクロフォンを含む装置全体の振動に起因する信号を取得した。有効な周波数範囲の下限は、装置の振動による信号が顕著となる4 kHzとした。145度方向の計測結果について、光学マイクロフォン測定値はF-spectrumと比較して、4 mmノズルは4 dB、8 mmノズルは3 dB以内の誤差である。90度方向の計測結果について、光学マイクロフォン測定値はG-spectrumと比較して、4 mmノズルは5 dB、8 mmノズルは4 dB以内の誤差である。相似スペクトルと光学マイクロフォン計測値の誤差は、異なる周波数特性、音圧レベルを持つ音源に対して同程度である。光学マイクロフォンは、音圧レベル、騒音の発生機構によらず一貫した周波数補正で計測が可能であることが示された。

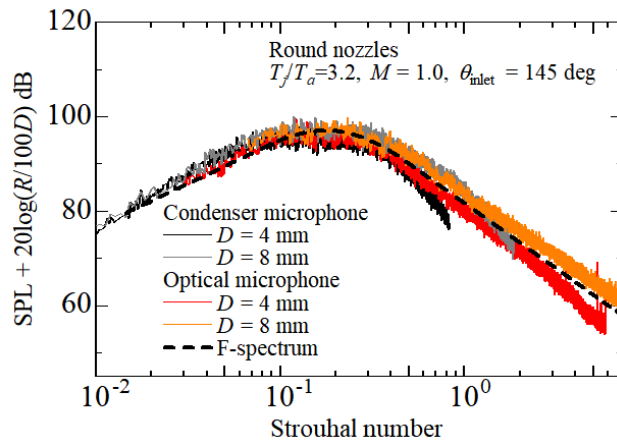


図5 F-spectrumを用いた光学マイクロフォン周波数特性評価

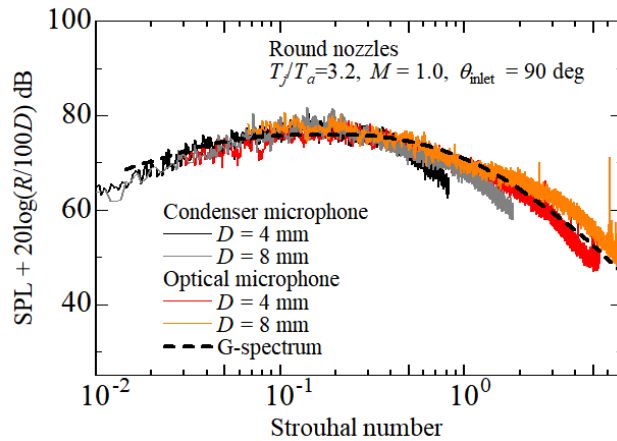


図6 G-spectrumを用いた光学マイクロフォン周波数特性評価

高周波光学マイクロフォンの適用例として、ジェット騒音低減デバイスの一つであるエジェクタノズルの性能評価を行った。その結果を図7に示す。ここでエジェクタノズルには、低密度ガスであるヘリウムが用いられ、全温 2000 K、ジェット速度 1100 m/s に相当する音響場が形成されている。モデルは 1%スケールであり、実機相当寸法に変換すると、横軸が 2 ケタずれることに注意されたい。つまり図7の横軸の範囲は、1 kHz ~ 1000 kHz から 0.01 kHz ~ 10kHz へと変化する。

コンデンサマイクロフォンと光学マイクロフォンで計測したスペクトルはそれぞれ良好に一致している。コンデンサマイクロフォンで計測可能な 1 kHz から 140 kHz までの OASPL は、基準条件で 140.8 dB、エジェクタ条件で 132.4 dB であり、8.4 dB の騒音低減性能を確認した。光学マイクロフォンで計測した 140 kHz から 1 MHz の SPL を加えると、増分は、基準条件で 0.4 dB、エジェクタ条件で 0.5 dB であった。従って、コンデンサマイクロフォンで計測不能な周波数帯に OASPL を著しく引き上げる成分がないことが確認された。

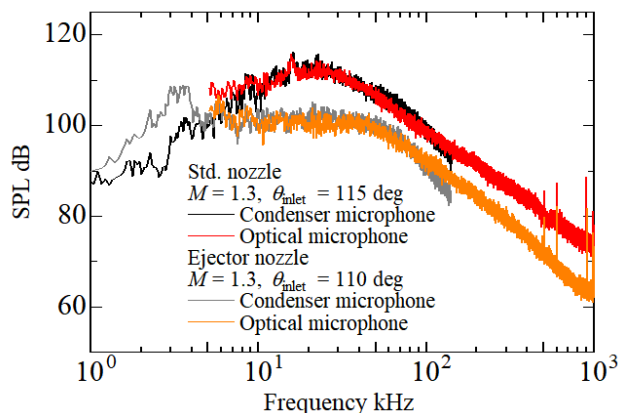


図7 エジェクタノズル騒音低減性能調査

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 2件)

(1) 後閑雅登, 荒木幹也, ゴンザレス・ファン, 小島孝之, 田口秀, 1MHz 級高周波光学マイクロフォンの開発とジェット騒音低減デバイス性能調査への適用, 日本航空宇宙学会論文集, 第70巻, 第1号, pp.7-13, 2021.

(2) 中村慎太郎, 荒木幹也, ゴンザレス・ファン, 山岸晃己, 安田一貴, 中田大将, 内海政春, ハイブリッドロケットの音響放射特性, 日本航空宇宙学会論文集, 掲載決定.

〔学会発表〕(計 4件)

(1) 後閑雅登, ゴンザレス・ファン, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀, 1%スケール模型実験のための高周波光学マイクロフォンの開発とエジェクタノズル性能調査への適用, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021年. 優秀学生賞受賞.

(2) 中村慎太郎, 荒木幹也, ゴンザレス・ファン, 山岸晃己, 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 静止したハイブリッドロケットの音響放射特性, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021年.

(3) 深代雄樹, 小野貴大, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, Juan C. Gonzalez Palencia, 志賀聖一, 極超音速エンジンのエジェクタノズル混合率推定と形状最適化, 第59回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019年

(4) 深代雄樹, 増田祥子, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, ゴンザレス・パレンシア・ファン・カルロス, 志賀聖一, 矩形エジェクタノズル形状が騒音低減に及ぼす影響, 平成29年度宇宙輸送シンポジウム, 2018年.

〔図書〕(計 0件)

〔産業財産権〕

出願状況(計 0件)

取得状況(計 0件)

〔その他〕

6. 研究組織

(1) 研究分担者

研究分担者氏名: 志賀 聖一

ローマ字氏名: Seichi Shiga

所属研究機関名: 国立大学法人群馬大学

部局名: 大学院理工学府

職名: 教授

研究者番号(8桁): 00154188

研究分担者氏名: ゴンザレス ファン

ローマ字氏名: G O N Z A L E Z P J U A N

所属研究機関名: 国立大学法人群馬大学

部局名: 大学院理工学府

職名: 助教

研究者番号(8桁): 30720362

(2) 研究協力者

なし

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。