

令和 5 年 6 月 29 日現在

機関番号：12301

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2019～2021

課題番号：19H02338

研究課題名(和文) 静止大気中を高速移動する1000メートル毎秒級ジェットの音響放射特性解明

研究課題名(英文) Investigation of acoustic radiation from a 1000 m/s class jet moving at a high speed in stationary ambient

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) 11,100,000円

研究成果の概要(和文)：次世代超音速機/極超音速機の研究・開発が各国で進められている。実機が存在しないこれらの機体の「離陸騒音」を予測することは多くの困難を伴う。離陸時のジェット騒音をハイブリッドロケットで再現し、「実機離陸騒音」を推算する手法の提案を目論む。室蘭工業大学・白老高速走行軌道においてハイブリッドロケットを用いて音響計測を積み重ねてきた。コロナ感染症によりフィールド試験の困難もあったものの、高温の燃焼ガスの代わりに低密度ガスを噴出する音響模擬法をロケット騒音に適用することで、群馬大学のマイクロノズルにて実機ハイブリッドロケット音響の模擬に成功し、実機騒音を推算するデータを取得することができた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

日本を取り巻く世界情勢がめまぐるしく変化していく中で、日本が航空宇宙産業を高いレベルで維持していくことは極めて大きな意味を持つ。その意味で、各国で開発競争が進む次世代の超音速/極超音速航空機の分野における技術を開発・蓄積していくことは、世界の中でイニシアティブをとっていくうえで大変重要である。今回得られた知見は、新たに開発されていく航空機の設計基礎データとして活用されその発展に資するものである。また研究予算が縮減傾向にある中で、音響模擬法による超小型ノズルでの代替実験にめどが立ったことは大変大きな成果であると考えている。

研究成果の概要(英文)：Next generation's supersonic/hypersonic transports are underdevelopment in several countries. It is difficult to predict the takeoff noise since an actual vehicle does not exist at this moment. The takeoff noise is reproduced using hybrid rockets having similar jet velocity and the prediction method for takeoff noise is investigated. Acoustic data are acquired at Shiraoi Test Facility of Muroran Institute of Technology using real hybrid rockets. While we had difficulty to obtain the acoustic data due to the corona virus, we have successfully obtained equivalent data for real hybrid rockets by applying the acoustic simulation method using low density gas jets instead of the real hot gas jet.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：ジェット騒音 ハイブリッドロケット 音響模擬 非線形伝播 地上反射音

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

次世代超音速機/極超音速機の研究・開発が各国で進められている。実機が存在しないこれらの機体の「離陸騒音」を予測することは、多くの困難を伴う。ジェット騒音の強さは「ジェット速度の8乗」に比例する。超音速巡行に特化し、離陸時から「1,000 m/s 級のジェット速度」で運用され、離床後の飛行速度も「150 m/s オーダ」と極めて高速である。この「音源の高速移動」を、ハイブリッドロケット推進の「高速走行軌道」で再現し、その特性を実験的に調査する。

2. 研究の目的

室蘭工業大学・白老高速走行軌道において、単発ハイブリッドロケットをスラストスタンドに固定し、静止状態で音響計測を積み重ねてきた。フィールドでの計測ノウハウを確立するとともに、ハイブリッドロケットの基礎的音響特性を解明してきた。この結果、大音響音源特有の「非線形伝播」による波形変形が予想以上に進行していること、ハイブリッドロケット特有の「チャギング」と呼ばれる低周波騒音がかなりの大きさと重畳すること、地上反射波の影響が無視できないこと、の3点が明らかとなった。最終的に「静止ノズル実験のデータ」から「実機離陸騒音」を推算する手法の提案を目標とする。コロナウイルスの影響もあり、実験のいくつかの部分を群馬大学小型ジェットリグで代替する計画変更も行った。

3. 研究の方法

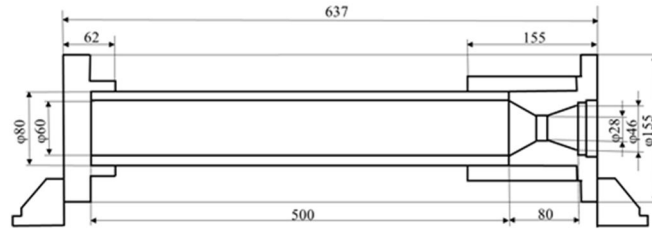
第1表に供試グレイン諸元を示す。実験のランナンバーに従いFIREとそれに続く数字で呼称する。FIRE14はHyperTEK社製ABSグレイン(HyperTEKグレイン)、FIRE17、FIRE32は室蘭工業大学で設計・製作されたアクリルグレインを用いた。酸化剤はすべて亜酸化窒素を用いた。第1図にFIRE14、第2図にFIRE17、FIRE32に用いたグレインの構造を示す。アクリルグレインはノズル径、スロート径がHyperTEKグレインよりも大きく設計されている。それぞれのグレインは水平に設置される。その高さは1100 mmである。すべてのシーケンスが遠隔で制御される。主燃焼期間は、メインバルブ開による主燃焼開始時刻から7秒間程度であった。後述のように、音響データは主燃焼期間中の定常区間2秒分のデータを抽出する。同一区間での推力履歴・酸化剤流量履歴から、有効排気速度・マッハ数・出口レイノルズ数を算出した。

第1表 供試グレイン諸元と代表的な計測値

	FIRE14	FIRE17	FIRE32
Solid fuel	ABS resin	Acrylic resin	
Oxidizer	N ₂ O		
Combustion pressure	-	1.5 MPaA	1.7 MPaA
Injector pressure	2.2 MPaA	1.8 MPaA	3.3 MPaA
Throat diameter	19.8 mm	28.0 mm	28.0 mm
Nozzle exit diameter	38.5 mm	60 mm	60 mm
Nozzle exit Mach number based on jet sonic speed	2.65	2.32	2.33
Nozzle exit Mach number based on ambient sonic speed	4.2	3.3	4.3
Reynolds number at nozzle exit	4.5 × 10 ⁵	5.0 × 10 ⁵	4.6 × 10 ⁵
Effective exhaust velocity	1400 m/s	1100 m/s	1550 m/s



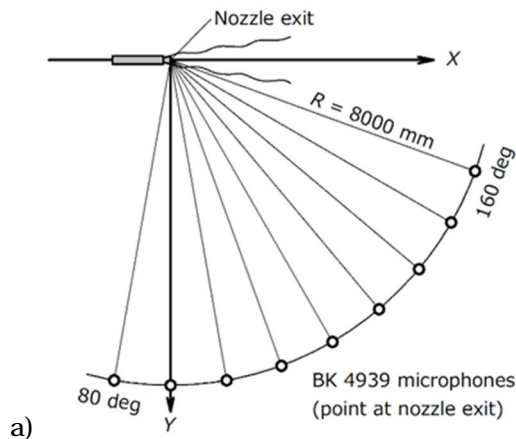
第1図 HyperTEK グレイン



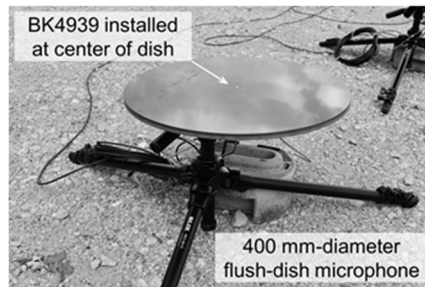
第 2 図 アクリルグレイン

第 3 図(a)にマイクロフォン配置を示す。FIRE14, FIRE17 では 8 本の 1/4 インチマイクロフォン(BK, 4939)をプロテクショングリッド装着状態でノズル原点を中心に計測距離 $R = 8 \text{ m}$ の自由音場に配置した。この距離は遠方場の条件を満たしている。FIRE32 ではスペクトルの高周波帯に現れる地上反射音の影響によるスペクトルの周期的な強弱を低減するため、直径 400 mm、厚さ 10 mm の円板の中心にプロテクショングリッドを外した状態のマイクロフォンをフラッシュマウントした平板マイクロフォンを併用した(第 3 図(b), (c))。すべてのマイクロフォンは三脚上に設置される。自由音場のマイクロフォンはノズルと同一の高さで原点に向けて設置された。また、平板マイクロフォンは地面からの高さ $H = 400 \text{ mm}$ に、平板が水平になるよう設置した。平板が音源より低い位置に設置されることにより、音源からの音波を平板上面で受け止める。

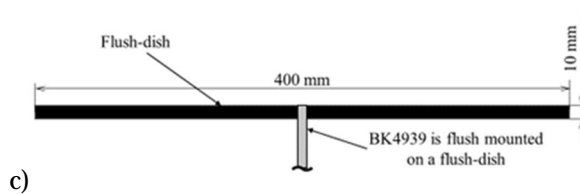
FIRE14, FIRE17 ではサンプリング周波数 200 kHz で、 10^7 点、FIRE32 ではサンプリング周波数 500 kHz で、 10^7 点のデータを取得した。供試ロケットは排気速度が大きく騒音周波数も高い。音響放射の全体像を把握するため、マイクロフォンの有効周波数上限は人間の可聴域外の 50 kHz までとした。水平に設置されたグレインのノズル出口を原点とし、計測角度はその側方を 90 deg として下流にかけて値が大きくなるよう定義した。マイクロフォンからの信号はコンディショニングアンプ(BK, 2690)により増幅され、デジタル・オシロスコープ(Teledyne LeCroy, HDO4034)で A/D 変換され記録される。点火から主燃焼終了までの全過程の音響データを取得した。本研究では、それぞれ主燃焼期間中の定常区間 2 秒分のデータを抽出し解析を行った。抽出されたデータは、FIRE14, FIRE17 では 16384 点、FIRE32 では 32768 点ごとに高速フーリエ変換され、その平均値よりスペクトルを算出した。



a)



b)

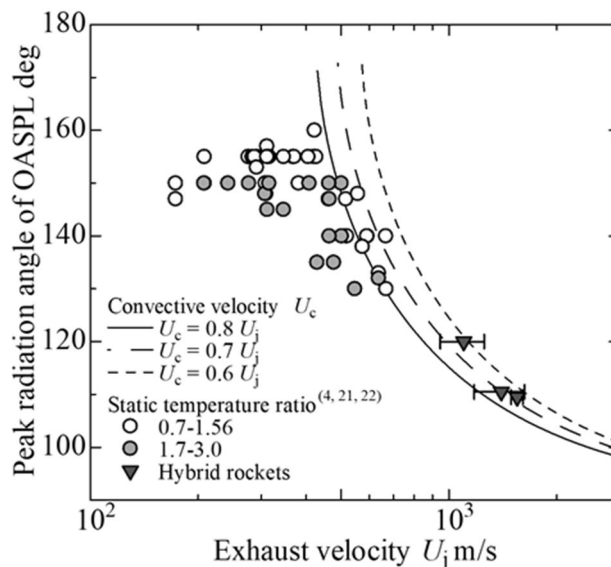


第3図 音響計測;
a) マイクロフォン配置, b) 平板マイクロフォン, c) 平板マイクロフォン

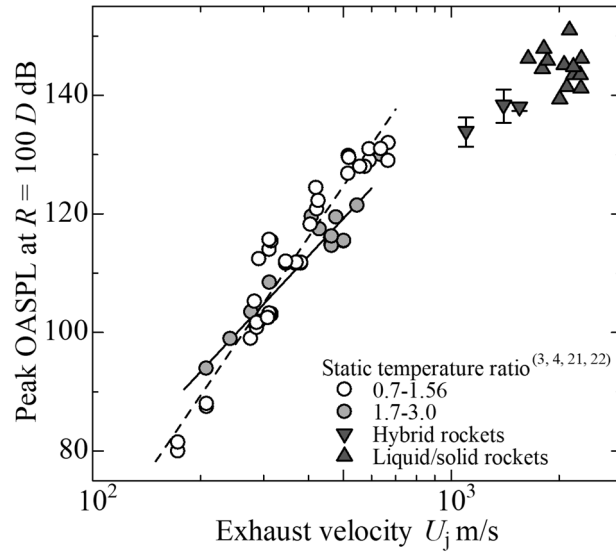
4. 研究成果

第4図に FIRE14, FIRE17, FIRE32 での乱流混合騒音のピーク放射角度を示す. 第4図には従来のジェットエンジン騒音研究のデータを合わせて示す. 縦軸はピーク放射角度, 横軸は排気速度を示す. 加えて, 曲線にて渦の移流速度を排気速度の0.6から0.8倍とした場合に求められるマッハ角を示す. ハイブリッドロケットから得られた結果と同様に, 従来のジェット騒音研究の結果では, 排気速度の増大とともにピーク放射角度がノズル側方の放射角度へと移動している. 特に, 移流速度が超音速の場合, ジェットエンジンとハイブリッドロケットのOASPLのピーク放射角度はともに予測されるマッハ角の範囲内にある. これにより, 排気速度が1000 m/sを超えるジェットであっても, 排気速度の増大とともに乱流混合騒音のピーク放射角度がノズル側方に移動するという傾向は変わらず, 特に移流速度が超音速のジェットエンジン騒音とは同様の特性であることが示された.

第5図に FIRE14, FIRE17, FIRE32 での乱流混合騒音のピーク放射角度のOASPLを示す. 第5図には従来のジェットエンジン騒音研究およびロケット騒音研究のデータを合わせて示す. 縦軸はピーク放射角度のOASPL, 横軸は排気速度を示す. ハイブリッドロケットから得られた結果と同様に, 従来のジェット騒音およびロケット騒音研究の結果では排気速度の増大とともにピーク放射角度のOASPLが増大している. これにより, 排気速度が1000 m/sを超えるジェットであっても, 排気速度の増大とともに乱流混合騒音の大きさが増大するという傾向は変わらないことが示された. また, 静温度比の増大とともに, グラフの傾き(速度指数)が小さくなる傾向が見られる. Viswanathan⁴⁾によりジェットエンジンを対象としたジェット騒音研究では, 速度指数は放射角度により, ジェット全温あるいはジェット静温の増大とともに5乗から10乗程度の範囲で変化することも指摘されている. また, Ffowcsの研究によれば, ロケット騒音では速度指数が3となることが予測されている. 本実験で得られた結果は3点と非常に少なく, 速度指数の検討を詳細に行うためには不十分であるが, これらの傾向に従う可能性がある. 今後詳細に調査したい.



第4図 排気速度とピーク放射角度



第5図 排気速度とピーク放射角度のOASPL

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計3件（うち査読付論文 3件 / うち国際共著 0件 / うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 菊池裕之, 森聡也, 荒木幹也, 田口秀之	4. 巻 71
2. 論文標題 矩形極超音速ミキサエジェクタの音響放射特性	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 日本航空宇宙学会論文集	6. 最初と最後の頁 60-66
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/jjsass.71.60	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 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	4. 巻 70
2. 論文標題 ハイブリッドロケットの音響放射特性	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 日本航空宇宙学会論文集	6. 最初と最後の頁 75-81
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/jjsass.70.75	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 後閑雅登, 荒木幹也, ゴンザレス・ファン, 小島孝之, 田口秀之	4. 巻 70
2. 論文標題 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	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 日本航空宇宙学会論文集	6. 最初と最後の頁 7-13
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/jjsass.70.07	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 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
2. 発表標題 静止したハイブリッドロケットの音響放射特性
3. 学会等名 令和2年度宇宙輸送シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 後閑雅登, 荒木幹也, ゴンザレス・ファン, 小島孝之, 田口秀之
2. 発表標題 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
3. 学会等名 令和2年度宇宙輸送シンポジウム
4. 発表年 2021年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	GONZALEZ・P・JUAN (Gonzalez Juan) (30720362)	群馬大学・大学院理工学府・助教 (12301)	
研究分担者	中田 大将 (Nakata Daisuke) (90571969)	室蘭工業大学・大学院工学研究科・助教 (10103)	
研究分担者	志賀 聖一 (Shiga Seiichi) (00154188)	群馬大学・大学院理工学府・教授 (12301)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------