

静止したハイブリッドロケットの音響放射特性

中村慎太郎^{*1}・荒木幹也^{*2}・ゴンザレス・ファン^{*2}
山岸晃己^{*3}・安田一貴^{*4}・中田大将^{*5}・内海政春^{*5}

^{*1}群馬大学 理工学部 機械知能システム理工学科

^{*2}群馬大学 大学院理工学府 知能機械創製部門

^{*3}室蘭工業大学 大学院生産システム工学系専攻 航空宇宙総合工学コース

^{*4}室蘭工業大学 大学院工学専攻 先端生産システム工学コース

^{*5}室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

1. 緒言

ハイブリッドロケットは、固体燃料と液体酸化剤を用いたロケットである。固体燃料にプラスチックなどを用いることから安全性が高いこと、酸化剤流量により推力制御が可能であるなどの利点から研究が進められている。室蘭工業大学では、高速走行軌道実験設備においてレール上の台車をハイブリッドロケットによって高速走行させ、航空宇宙機の空力・加速度などの実証試験を行っている。しかし、この設備の運用の際には騒音が問題となる。

ハイブリッドロケットからは排気速度 1,000 m/s を超えるジェットが噴出する。ライトヒルの音響アナロジー^①より、乱流混合騒音の強さは排気速度のおよそ8乗に比例するということが知られており、排気速度の非常に高いハイブリッドロケットでは騒音低減は大きな課題である。一方で、ハイブリッドロケットによる音響場は燃焼による低周波振動^②を伴うことからその音響放射特性は複雑と予想される。

本研究では、ハイブリッドロケットの音響放射特性を調査すべく、排気速度が異なる3種類のグレインを用いて単発・静止状態において音響計測を実施した。従来行われてきた排気速度 1,000 m/s 以下のジェット騒音研究の結果との定性的な比較を行った。地上反射音がスペクトルに与える影響を調査した。

2. 実験装置及び方法

2.1 供試グレイン (固体燃料) 諸元 表1にグレインの諸元を示す。FIRE14 は HyperTEK 社製 ABS グレイン(HyperTEK グレイン), FIRE17, FIRE32 は室蘭工業大学が設計・製造し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。図1に FIRE14, 図2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。

Table 1 Test grain specifications.

	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
Effective exhaust velocity	1600 m/s	1100 m/s	1550 m/s

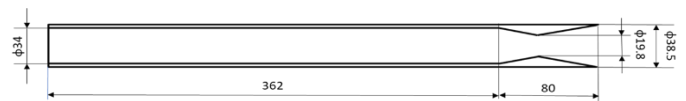


Fig.1 Schematic of HyperTEK grain.

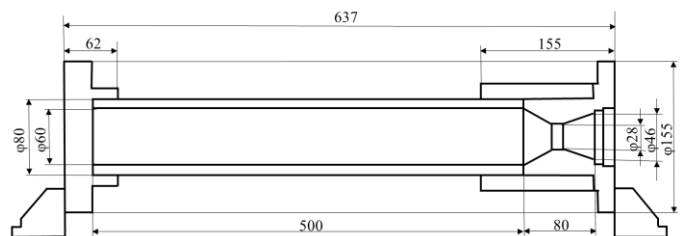


Fig.2 Schematic of Acrylic grain.

2.2 騒音計測 図3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(B&K, 4939)をプロテクショングリッドを装着した状態でノズル原点を中心に $R=8\text{ m}$ の自由音場に配置した。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の円板の中心にプロテクショングリッドを外した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^③を併用した。

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。マイクロフォンの有効周波数上限は 50 kHz までとした。また、計測角度はノズル出口側方を 90 deg として下流にかけて値が大きくなるよう定義した。解析は、主燃焼中の定常区間 2 秒を抽出し、高速フーリエ変換を行った。

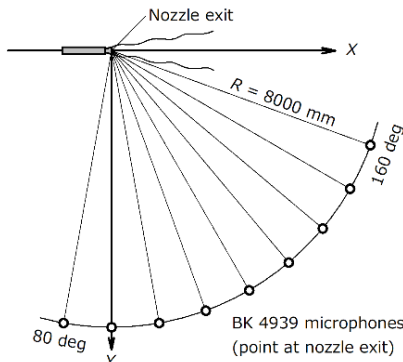


Fig.3 Microphone arrangement around nozzle.

2.3 乱流混合騒音スペクトルの抽出 図4に相似スペクトル⁽⁴⁵⁾を示す。乱流混合騒音は、ノズル径や排気速度に寄らず普遍的なスペクトル形状を有しており、そのスペクトルは相似スペクトルと呼ばれている。相似スペクトルは、強い指向性を持ち大きい音圧をもつ大規模乱流騒音、無指向性で音圧の小さい小規模乱流騒音の2つの音源からなり、それぞれFスペクトル、Gスペクトルと呼ばれる普遍的なスペクトルを呈する。この性質を利用し、計測したスペクトルに相似スペクトルをフィッティングすることで、乱流混合騒音のスペクトルのみを抽出する。

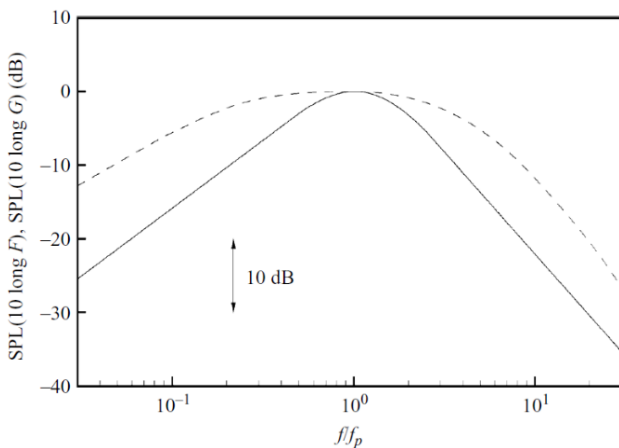


Fig. 4 Two similarity spectra⁽⁵⁾;

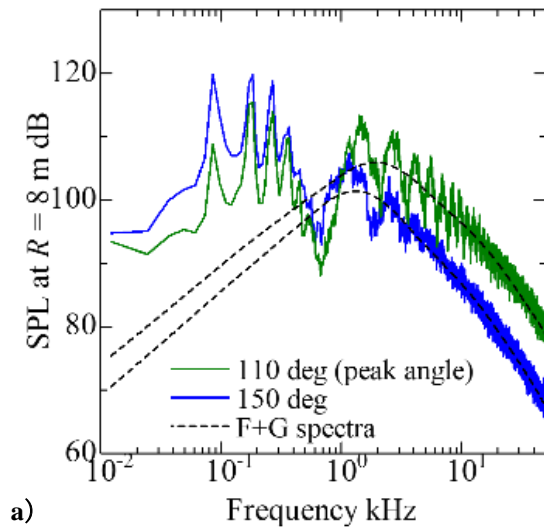
F spectrum (solid line) and G spectrum (dashed line).

3. 実験結果及び考察

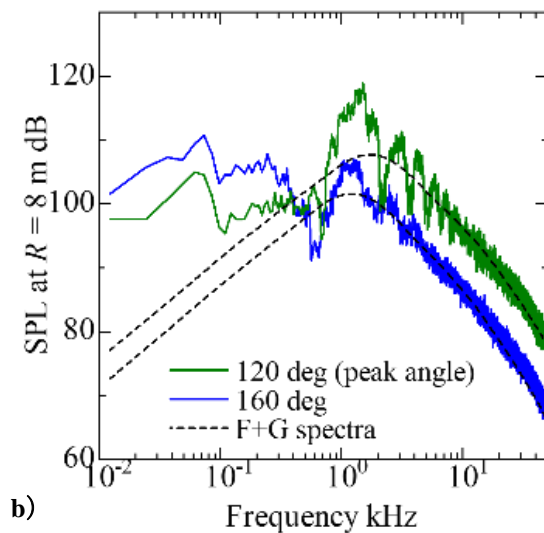
3.1 FIRE14 図5(a)にFIRE14の計測角度110deg, 150 degでの音響スペクトルを示す。縦軸はSPL, 横軸は周波数を表す。700 Hzより高周波側では、騒音スペクトルが相似スペクトルに従っており、乱流混合騒音が支配的であると考えられる。また、地上反射音の影響とみられるスペクトルの周期的な強弱が確認できる。一方で700 Hzより低周波側では、相似スペクトルから逸脱しており、乱流混合騒音とは異なる音源が重畳している。FIRE14, FIRE17では酸化剤の供給不安定性により燃焼騒音のチャギングが発生していたと考えられる。FIRE32では、配管の曲率を小さくし、圧力損失が低減したため、酸化剤流量が燃焼圧力の影響を受けにくくなりチャギングが生じなかったと考えられる。

3.2 FIRE17 図5(b)にFIRE17の計測角度120 deg, 160 degでの音響スペクトルを示す。縦軸はSPL, 横軸は周波数を示す。600 Hzより高周波側では、相似スペクトルに従っていることから乱流混合騒音が支配的であると考えられる。また、地上反射音の影響によるスペクトルの周期的な強弱が確認できる。一方で、600 Hzより低周波側では、チャギングによると推測されるスペクトルの逸脱がみられるが、FIRE14と比べると緩和されている。

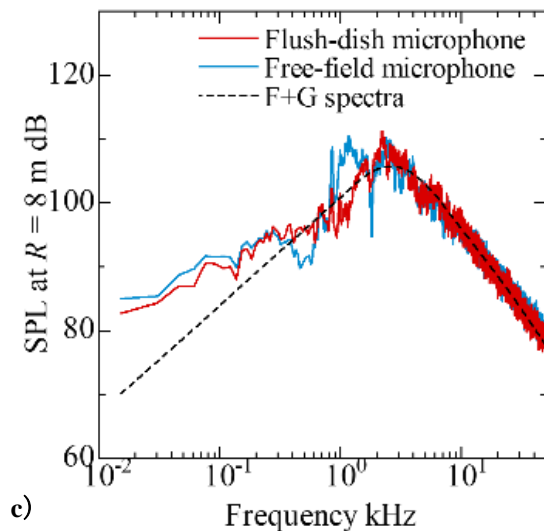
3.3 FIRE32 図5(c)にFIRE32の計測角度100 degでの平板マイクロフォンと自由音場マイクロフォンそれぞれで取得した音響スペクトルを示す。縦軸はSPL, 横軸は周波数を示す。自由音場マイクロフォンで取得したスペクトルには、FIRE14, FIRE17でも見られた地上反射音の影響による周期的な強弱が確認できる。一方、平板マイクロフォンで取得したスペクトルの400 Hzより高周波側では、地上反射音の影響による周期的な強弱が大幅に緩和された。地上反射音の影響によるスペクトルの周期的な強弱は、ノズルから直進した音波と、地面で反射し位相のずれた音波が同時にマイクロフォンに入射することにより引き起こされる。平板マイクロフォンを用いることにより、ノズルからの直進波と地面での反射波の位相が揃う。これにより、平板マイクロフォンを用いることにより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できることが示された。



a)



b)



c)

**Fig.5 Sound spectra for
a) FIRE14, b) FIRE17, and c) FIRE32.**

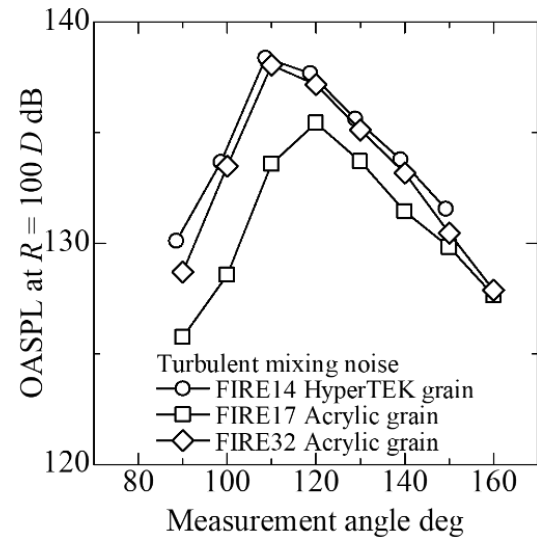


Fig.6 OASPL comparison.

3・5 従来のジェット騒音研究との比較 図6に FIRE14, FIRE17, FIRE32 の乱流混合騒音の放射角度特性を示す。縦軸は OASPL, 横軸は計測角度を示す。縦軸はノズル直径を D , 計測距離を R として, $R=100D$ と補正している。音の強さは, ノズル直径 D の 2 乗に比例し, 計測距離 R の 2 乗に反比例する。そのため, R と D の比を合わせることで同一径ノズルを同一距離で計測した値となる。FIRE17 では OASPL のピーク放射角度は 120 deg であったが, それより排気速度が大きい FIRE14, FIRE32 では OASPL のピーク放射角度が 110 deg となり, 排気速度の増大とともにノズル側方に移動している。また FIRE17 に比べ, それより排気速度の大きい FIRE14, FIRE32 では排気速度の増大とともに乱流混合騒音の大きさも増大している。

図5に FIRE14, FIRE17, FIRE32, 加えて参考文献⁶⁾より引用した 1,000 m/s 以下のジェットから発せられた乱流混合騒音のピーク放射角度を示す。縦軸はピーク放射角度, 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側方に移動している。これにより, 排気速度が 1,000 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ないことが示された。

図6に FIRE14, FIRE17, FIRE32, 加えて参考文献⁶⁾より引用した 1,000 m/s 以下のジェットから発せられた乱流混合騒音のピーク放射角度の OASPL をともに示す。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 1,000 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、温度比の増加とともに傾きが小さくなるような傾向が見られた。このことは今後さらなる検討が必要である。

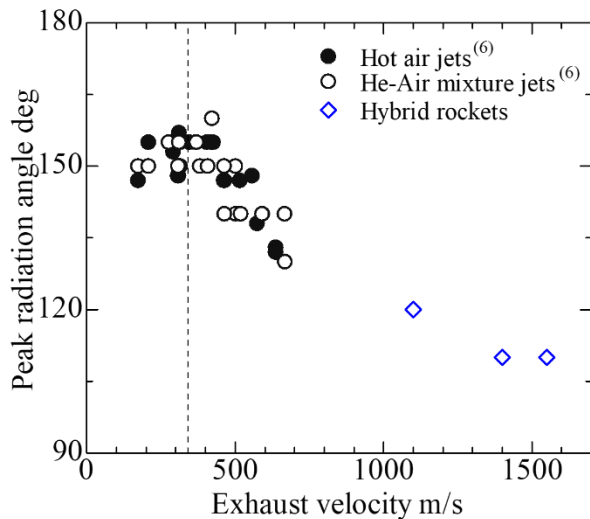


Fig. 7 Relationship between exhaust velocity and peak radiation angle.

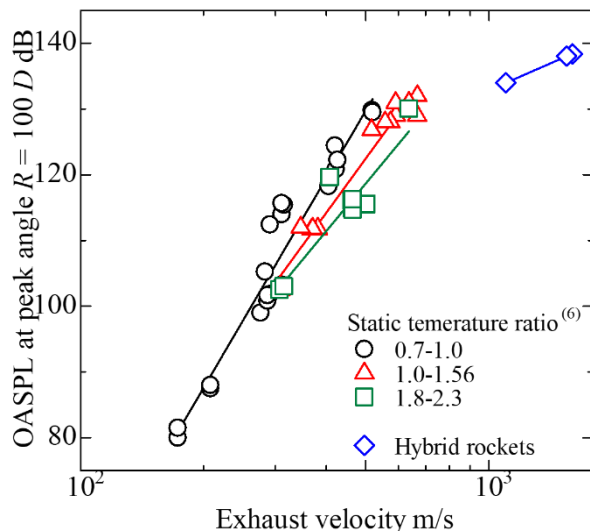


Fig. 8 Relationship between exhaust velocity and OASPL at peak angle.

4. 結言

1. 自由音場に設置したマイクロフォンを用いると、地上反射音の重畳による周期的な強弱がスペクトルに現れる。平板マイクロフォンを用いることでこの影響は低減できる。
2. ハイブリッドロケットからは乱流混合騒音と燃焼騒音が重畳して放出される。乱流混合騒音については、従来の 1,000 m/s 級以下のジェット騒音と同じスペクトル形状を持つ。
3. 乱流混合騒音のピーク放射角度は、排気速度の増大とともにジェット側方に移動していく。この傾向は、従来のジェット騒音研究のデータの延長線上にある。
4. 乱流混合騒音の大きさは、排気速度増大とともに増大していく。この傾向は従来のジェット騒音研究のデータの延長線上にある。

謝辞

本研究は室蘭工業大学と群馬大学との共同研究として実施された。本研究は科研費 19H02338 の助成をいただいた。群馬大学 小野貴大氏、後閑雅登氏、栗原湧多氏、菊池裕之氏、ならびに室蘭工業大学学生の皆様のご協力をいただいた。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- (1) Lighthill, M., J., "Jet Noise", *AIAA Journal*, Vol. 1, No. 7, 1963, pp. 1507-1517.
- (2) Karabeyoglu, A., Zilwa, S. D., Cantwell, B., and Zilliack, G., "Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 6, 2005, pp. 1107-1116.
- (3) Belur N. Shivashankara, "Ground Plane Microphone for Measurement of Aircraft Flyover Noise", *Journal of Aircraft*, Vol. 24, No. 11, 1987, pp. 751 - 757.
- (4) Tam, C. K. W., and Zaman, K. B. M. Q., "Subsonic Jet Noise from Nonaxisymmetric and Tabbed Nozzles," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 4, 2000, pp. 592-599.
- (5) Tam, C. K. W., Viswanathan, K., Ahuja, K. K., and Panda, J., "The Sources of Jet Noise: Experimental Evidence", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 615, 2008, pp. 253-292.
- (6) Michael J. Doty, Dennis K. McLaughlin, "Acoustic and Mean Flow Measurements of High-Speed, Helium-Air Mixture Jets", *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 2, No. 2, 2003, pp. 293 - 334.