

## 1kN級ハイブリッドロケットエンジンの性能評価

○岡田空悟（室蘭工業大学大学院），中田大将（室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター）  
安田一貴（室蘭工業大学大学院），内海政春（室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター）

## Performance Characteristics of the 1kN-class Hybrid Rocket Engine

Kugo Okada, Daisuke Nakata, Kazuki Yasuda, Masaharu Uchiumi (Muroran Institute of Technology)

Key Words : Rocket Sled, Rocket Noise, Hybrid Rocket, Nitrous Oxide

## Abstract

A rocket sled enables us various aerodynamic and structural tests of aircraft equipment on the ground. However, there is a problem of a noise when using this equipment in Japan. In this paper, we experimentally evaluated the effect of the exhaust velocity, frequency and directivity on the acoustic characteristics of a hybrid rocket of the Shiraori rocket sled. The sound power generated by the hybrid rocket engine used in the rocket sled was proportional to the cube of the effective exhaust velocity. From this result, we designed a low noise hybrid rocket engine with reduced effective exhaust velocity while keeping the thrust constant and experimentally evaluated the acoustic characteristics. The sound pressure level of the low noise hybrid rocket engine was 3 dB smaller than the conventional rocket engines.

## 記号表

$a$	=	音速	[m/s]
$A_t$	=	スロート面積	[m <sup>2</sup> ]
$A_{port}$	=	燃料ポート断面積	[m <sup>2</sup> ]
$c^*$	=	特性排気速度	[m/s]
$c$	=	有効排気速度	[m/s]
$C_d$	=	インジェクタ流量係数	[-]
$C_F$	=	推力係数	[-]
$d$	=	ノズル出口径	[m]
$D$	=	燃料内径	[m]
$f$	=	周波数	[Hz]
$F$	=	推力	[N]
$G_o$	=	酸化剤質量流束	[kg/m <sup>2</sup> s]
$L_f$	=	燃料長さ	[m]
$L_p$	=	音圧レベル	[dB]
$\dot{m}$	=	推進剤質量流量	[kg/s]
$\dot{m}_f$	=	燃料質量流量	[kg/s]
$M_f$	=	燃料総消費質量	[kg]
$\dot{m}_o$	=	酸化剤質量流量	[kg/s]
$M_o$	=	酸化剤総消費質量	[kg]
$p$	=	音圧	[Pa]
$P_c$	=	燃焼室圧力	[Pa]
$p_{in}$	=	内圧	[Pa]
$P_{inj}$	=	インジェクタ上流圧力	[Pa]
$p_0$	=	最小可聴音圧, 20 $\mu$ Pa	[Pa]
$\dot{r}$	=	燃料後退速度	[m/s]
$t$	=	燃焼時間	[s]
$t_h$	=	肉厚	[m]
$\theta$	=	指向性	[deg]
$\rho$	=	酸化剤密度	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_f$	=	燃料密度	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\sigma$	=	応力	[Pa]

## 1. 緒言

近年、航空需要の拡大に伴い、航空機の高速度の研究が進んでいる。中でも、超音速旅客機は2003年に退役したコンコルド以来実用化されておらず、我が国でも太平洋を2時間で横断できるマッハ5クラスの極超音速旅客機の実現を目指してJAXAが研究開発を進めている[1]。このような極超音速機用エンジンのノズルから噴出する排気速度は超音速であり、従来の亜音速機用エンジンと比較して排気速度が大幅に高い。この際に問題となるのが、ジェット騒音である。ジェット騒音は排気速度のべき乗に比例するために、亜音速機用エンジンと比較して極超音速機用エンジンのジェット騒音は極めて大きくなる。そのため、極超音速機用エンジンにおいてジェット騒音低減が大きな課題となっている[2]。

また、同じく高速で移動する輸送機としてロケットが挙げられる。ロケットエンジンもノズルから噴出するジェット速度は超音速であり、非常に大きな音が発生することが知られている。ロケットの場合は、周囲に対する騒音よりも、搭載物である衛星に対しての音響的な加振が問題となることが多く、衛星の音響振動予測や低減などの研究が進められている。一方、ロケットにおいても打ち上げ機数の増加に伴い周囲に対する騒音への対策が必要となる可能性が懸念されている。

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターは、白老エンジン実験場に全長300 mの白老高速走行軌道実験設備 (Fig.1) を有している。高速走行軌道実験設備 (ロケットスレド) は地上に敷設した軌道上を高速度で走行することで、陸上において安価なコストで実機サイズの試験を可能とするものであり、風洞試験と実験試験の中間的な役割を担っている。米国ではその有用性が広く認められており、宇宙船ジェミニやスペースシャトルの開発においても利用された経緯がある[3]。現在、室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、北海道大樹町に全長3 km最大速度マッハ2のロケットスレドの建設を計画しており、白老高速走行軌道実験設備において、各種基盤技術の実証を行っている。国内においてロケットスレドを運用する際の大きな課題の一つとして、騒音が挙げられる。実際、白老高速走行軌道実験設備でも近年騒音が懸念されており、全長3 kmのロケットスレドを運用するには対策が必要である。高速走行軌道実験設備において発生する音として最も支配的なものは、推進設備として用いているロケットエンジンによる音である。

そのため、本研究では高速走行軌道実験設備の騒音対策を行うために、白老高速軌道実験設備の推進系として用いるハイブリッドロケットエンジン単体の音響特性 (周波数分布、指向性、排気速度との相関) を実験により評価した。また、その結果を用いて、低騒音型のハイブリッドロケットを設計し、音響特性を実験により評価した。



Fig.1 ロケットスレド

## 2. 理論と手法

ジェット騒音は流体騒音の一種で、排気と静止空気との速度勾配による乱れによって発生する音の主である。流体騒音は固体の振動によって引き起こされる音ではなく、音を伝える媒質そのものの運動によって引き起こされる音のことで、有名なものとしては、ジェット騒音やファン騒音がある。この分野で初めて理論的な取り扱いを行ったのはLighthillである。Lighthillは流れの基礎式 (質量保存則と運動量保存則) からジェット騒音が排気速度の8乗に比例することを示した (8乗則) [4]。

一般的なロケットエンジンの音響特性は、アメリカの膨大な試験データを基にしたNASA SP-8072[5]にまとめられている。これによれば、ロケットでは、ジェット騒音が排気速度の3乗という非常に低い乗数に比例するとされている。このように、Lighthillの8乗則は排気速度のマッハ数1以下の条件では実験とも良く一致する

が、より高温高速の排気では一致しなくなることが指摘されていた。最近では、Tamがジェット騒音は排気速度の $n$ 乗に比例し、その $n$ は排気の全温比によって異なることを実験により示した[6]。また、全温比の増大とともに $n$ は減少し、やがて漸近値に達すると指摘している。しかし、Tamによって用いられた $n$ は5.3から9.9であり、ロケットのジェット騒音が排気速度の3乗に比例する理由は未だによくわかっていない。

SP-8072が用いている主な試験データは排気速度が1800~2600 m/sのロケットエンジンを用いたものであり、本推進系における排気速度は1500 m/s程度であると推測されている[7]。そのため、全温比においてもSP-8072が用いている主な試験データよりも本推進系における全温比は低いと推察される。また、先に述べたように、ジェット騒音の特性は全温比によって大きく変化することが指摘されており、この閾値がよく分かっていないため、SP-8072が直接適応できるかは検討が必要である。

そこで、本研究では白老高速軌道実験設備の推進系として用いるハイブリッドロケットエンジン単体の音響特性（周波数分布、指向性、排気速度との相関、距離減衰）を実験により評価し、その結果を用いて騒音低減策を検討する。

### 3. 実験概要

実験は室蘭工業大学白老エンジン実験場で行った。供給系の系統図をFig.2に示す。本試験装置は充填したTankからMOVを通して燃焼器に酸化剤が供給される方式である。Tankの重量がロードセルで計量され、重量増分から充填量を算出している。白老ロケットスレッドでは、燃焼器として市販のHyperTEKグレインを用いている。諸元をTable 1に示す。HyperTEKグレインは本稿では推力の立ち上がり時刻を基準（0 s）としている。

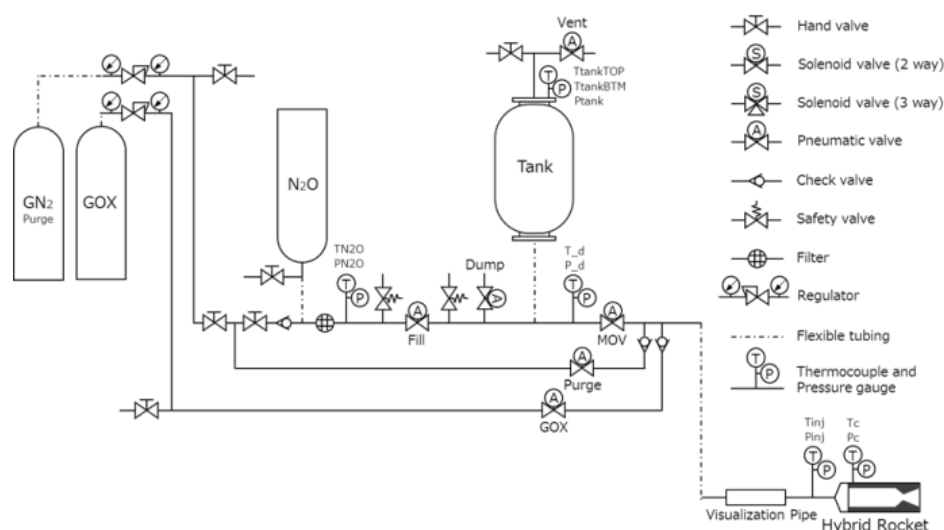


Fig.2 供給系系統図

Table 1 HyperTEKグレイン諸元

酸化剤	N <sub>2</sub> O
燃料	ABS樹脂
平均推力	1 kN (外気温20℃)
インジェクタ面積	$5.1 \times 10^{-5} \text{ m}^2$
ノズルスロート径	19.8 mm
ノズル出口径	38.5 mm

本試験装置を用いて燃焼実験を行い、騒音計とマイクロフォンによって音響計測を行う。音響機器の配置はFig.3のように定義する。騒音計はCEM DT-8852及びリオンNL-42を用いた。それぞれの諸元をTable 2に示す。音圧レベル(SPL)測定の際には、NL-42ではZ特性を用いているが、DT-8852ではC特性を用いて測定を行っている。また、周波数解析のための瞬時音圧の測定にSHURE コンデンサーマイクロフォンBETA98H（直径1/4in）を用いた。その諸元をTable 3に示す。また、騒音計は三脚によって地面から1 mの高さに固定して測定した。

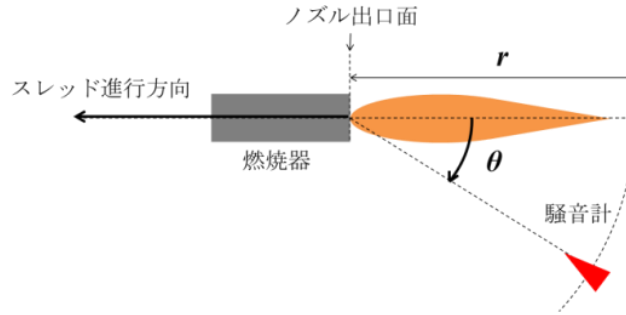


Fig.3 騒音計配置（距離・角度）の定義

Table 2 騒音計諸元

項目	CEM DT-8852	Rion NL-42
測定範囲	30 dB-130 dB	38 dB-130 dB
周波数	31.5 Hz -8000 Hz	20 Hz-8000 Hz
周波数補正回路	AまたはC特性	Z特性
精度	±1.4 dB	±1.4 dB
動特性	FAST	FAST
サンプリング周波数	1または8 Hz	10 Hz

Table 3 SHURE BETA98H/C諸元

測定範囲	31 dB-155 dB
周波数	20 Hz -20000 Hz
指向性	カーディオイド
サンプリング周波数	44100 Hz

#### 4. 燃焼実験結果

##### 4-1 排気速度との関連

ロケットエンジン騒音は噴流による騒音であるジェット騒音に近いと推察される。そこで、推力方向のみの排気速度（有効排気速度）から音圧レベル（以下、SPL）を推定し、騒音計の実測値と比較した。

市販のHyperTEKグレインでは燃焼室圧力を実測していないため、推力係数 $C_F$ を推算することで、式(1)より燃焼室圧力履歴を推定する。推力係数は化学平衡計算用アプリケーションNASA Chemical Equilibrium with Application（以下、CEA）[8]を用いて推算する。今回使用した固体燃料であるABS樹脂については正確な組成が分からないため、ハイブリッドロケット固体燃料として実績のあるモル比でブタジエン50%スチレン43%アクリルニトリル7%のABS樹脂だと仮定した[9]。Table 4に入力パラメータをまとめる。スチレン・アクリルニトリル・ブタジエンの標準生成エンタルピーはNIST[10]を参照した。

$$P_c = \frac{F}{C_F A_t} \quad (1)$$

Table 4 HyperTEK CEA入力

Ident	Name	Amount [rel.wt.]	EnergyH [kJ/mol]
oxid	N <sub>2</sub> O	100	-
fuel	styrene	10	146.9
fuel	acrylonitrile	43	172.6
fuel	butadiene	47	108.8

結果をTable 5に示す。O/Fと燃焼圧力は実験値より推定した。条件は燃焼室容積を無限と仮定し、スロートで凍結流となるようにした。なお、CFは開口比3.78で適正膨張時の値である。

Table 5 HyperTEK CEA結果

O/F	燃焼圧力	燃焼室全温	c*	CF	燃焼室音速	出口マッハ数	出口圧力
5.5	1.0 MPaA	2884 K	1456 m/s	1.41	1022 m/s	2.65	0.42 MPaA
5.5	1.5 MPaA	2903 K	1457 m/s	1.42	1027 m/s	2.65	0.63 MPaA
5.5	2.0 MPaA	2915 K	1458 m/s	1.42	1031 m/s	2.65	0.84 MPaA
6.0	1.0 MPaA	2929 K	1463 m/s	1.41	1011 m/s	2.65	0.42 MPaA
6.0	1.5 MPaA	2954 K	1465 m/s	1.41	1016 m/s	2.64	0.64 MPaA
6.0	2.0 MPaA	2970 K	1467 m/s	1.41	1020 m/s	2.64	0.84 MPaA
6.5	1.0 MPaA	2942 K	1462 m/s	1.41	1000 m/s	2.64	0.42 MPaA
6.5	1.5 MPaA	2970 K	1465 m/s	1.41	1005 m/s	2.64	0.64 MPaA
6.5	2.0 MPaA	2990 K	1468 m/s	1.41	1009 m/s	2.64	0.85 MPaA
7.0	1.0 MPaA	2934 K	1454 m/s	1.41	990 m/s	2.64	0.43 MPaA
7.0	1.5 MPaA	2964 K	1458 m/s	1.41	995 m/s	2.64	0.64 MPaA
7.0	2.0 MPaA	2985 K	1461 m/s	1.41	998 m/s	2.63	0.86 MPaA

結果より、O/F=5.5~7, 燃焼圧力1~2 MPaAの条件では全ての値で大きな差はないことがわかる。この結果より、推力係数を 1.4と仮定した。

また、酸化剤流量も実測していないため、酸化剤総消費質量に式(2)で表される時々刻々の酸化剤質量流量の積算値が等しくなるようにインジェクタ流量係数を推算することで、酸化剤質量流量履歴を推定した。

$$\dot{m}_o = C_d A \sqrt{2\rho(P_{inj} - P_c)} \quad (2)$$

$$M_o = \int_0^t \dot{m}_o dt \quad (3)$$

燃料質量流量はハイブリッドロケットでは実測が難しいため、燃料総消費質量を燃焼時間で除したものを燃料質量流量とする。このようにして求めた燃料質量流量と酸化剤質量流量を合わせたものが推進剤質量流量となる。有効排気速度は推進剤質量流量を用いて式(6)のように求まる。

$$\dot{m}_f = \frac{M_f}{t} \quad (4)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_f + \dot{m}_o \quad (5)$$

$$c = \frac{F}{\dot{m}} \quad (6)$$

以上のように求めた有効排気速度をFig.4に示す。算出値は酸化剤が液相で供給されている部分(5 s程度)のみ表示している。有効排気速度は約1.8s前後で変化が見られるが、1200~1700 m/s程度であることがわかる。

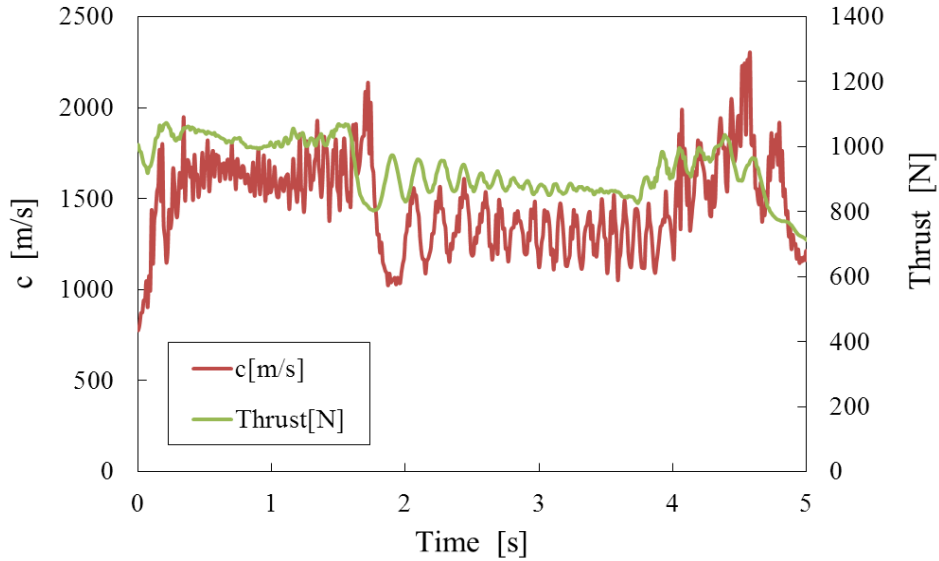


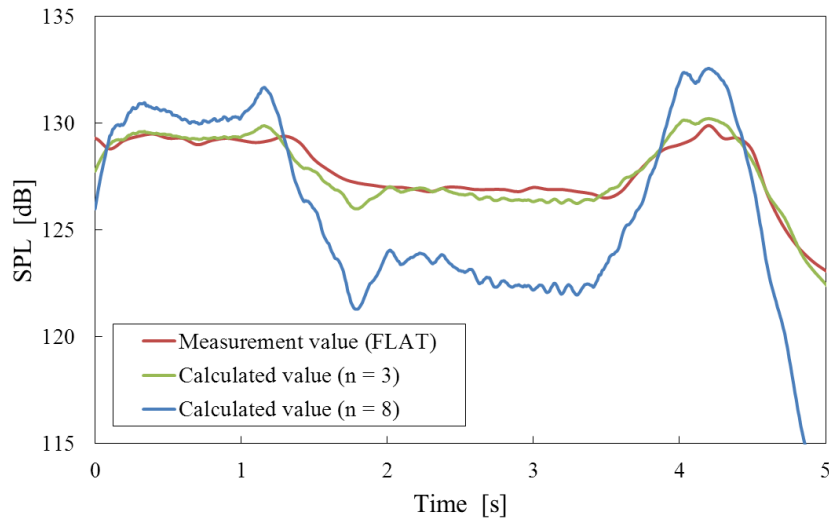
Fig.4 推定した有効排気速度

算出した有効排気速度を用いてSPLを推定し、実測値と比較する。Tamによればジェット騒音は排気速度のn乗に比例し、そのnは排気の全温比が高くなるほど小さくなる。この時、有効排気速度と流速が等しいと仮定すると、式(8)が成り立つ。なお、Kは比例定数である。式(8)を用いると音圧が求まる。また、SPLは式(9)で求まる。

$$p^2 = Kc^n \quad (n = 8) \quad (8)$$

$$L_p = 10 \log \left( \frac{p}{p_0} \right)^2 \quad (9)$$

以上のように求めたSPLをFig.5に示す。Fig.5には式(8)においてn=3とした場合の結果も示している。また、実測値はNL-42のZ特性で測定したものをを用いた。なお、有効排気速度の8乗（3乗）の係数Kは燃焼中のSPLの平均値が、算出値と実測値で一致する数値（8乗の場合 $K = 9 \times 10^{-23}$ ，3乗の場合 $K = 8.1 \times 10^{-7}$ ）を用いている。



( $\theta = 90 \text{ deg}$ ,  $r = 8 \text{ m}$ )

Fig.5 推定したSPL

結果より、 $n=3$ と考えた場合と実測値がよく一致していることがわかる。この場合の音圧の2乗と有効排気速度の3乗の関係を示す。両者が比例の関係にあることが確認できる。このような低い速度乗数に比例するとされている騒音として、燃焼騒音[11]が挙げられる。これは発熱による乱れに起因する音で予混合火炎では流速の2乗、拡散火炎では流速の4乗に比例し、実際の問題としてはその間の3乗に比例するとされている。ロケットエンジンではノズル後方にも大きな火炎が伸びているため、ジェット騒音ではなく燃焼騒音として取り扱うのが適当である可能性がある。

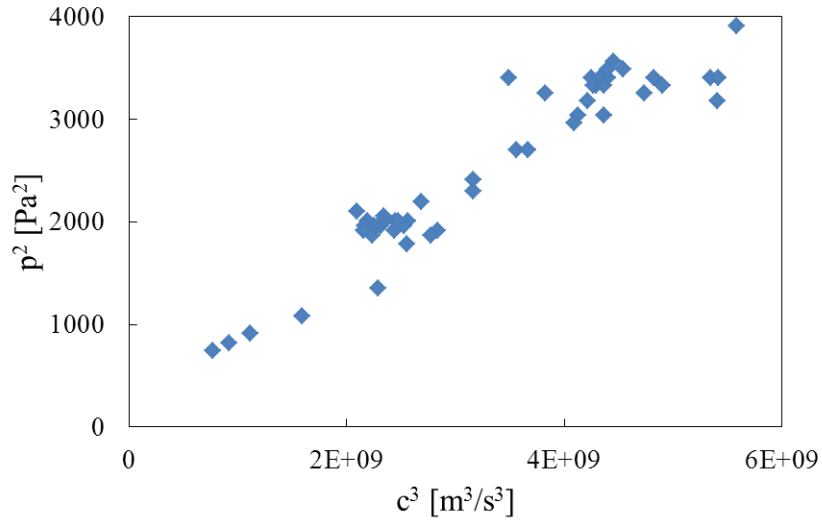
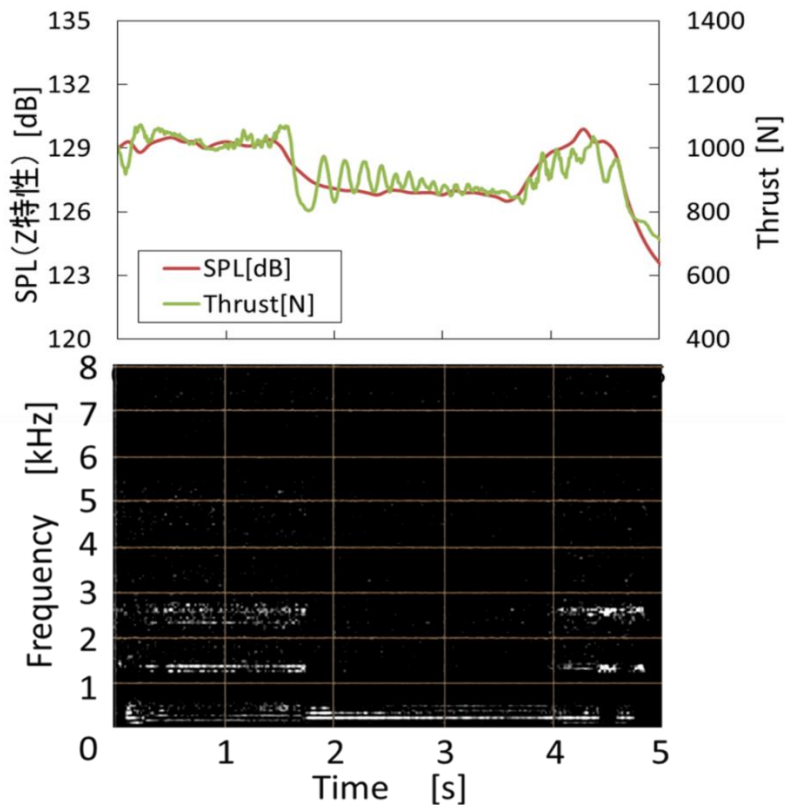


Fig.6 音の強さと有効排気速度の3乗の関係



( $\theta = 90\text{deg}$ ,  $r = 8\text{m}$ )

Fig.7 SPL・推力・周波数分布の時間履歴



## 4-2 周波数分布

騒音対策を考えるうえでまず必要なことは周波数解析を行うことである。音の性質は周波数ごとに異なるため、対象となる騒音の周波数を把握しなければならない。燃焼実験において、マイクロフォン(SHURE BETA98H)により取得した瞬時音圧の周波数解析を行った。周波数解析には音声解析ソフトWavePadとAudacityを用いた。SPL・推力・周波数の履歴をFig.7に表す。Fig.7では音声の周波数スペクトラムを時間の経過を元に表示し、音の強度(dB)を白色の濃淡で表している。

$\theta = 90\text{deg}$ においては、推力が高い秒時(0から1.5s)の際、1kHz以下の音に加えて、1.5kHzと2.5kHz付近の音の強度が強いことがわかる。推力が高い秒時(1.2s)と低い秒時(2.0s)のFFT解析の結果をFig.8, Fig.9に示す。1kHz以下の音は100Hzの基底音とその整数倍の周波数であることがわかる。また、1.5kHzと2.5kHz付近の音は1300Hzの基底音、倍音であることがわかる。推力が高いときと低いときの燃焼状態の違いについてはよくわかっていないが、推力の高低が確認できないケースでは推力が高いときと同様の周波数分布を示している。

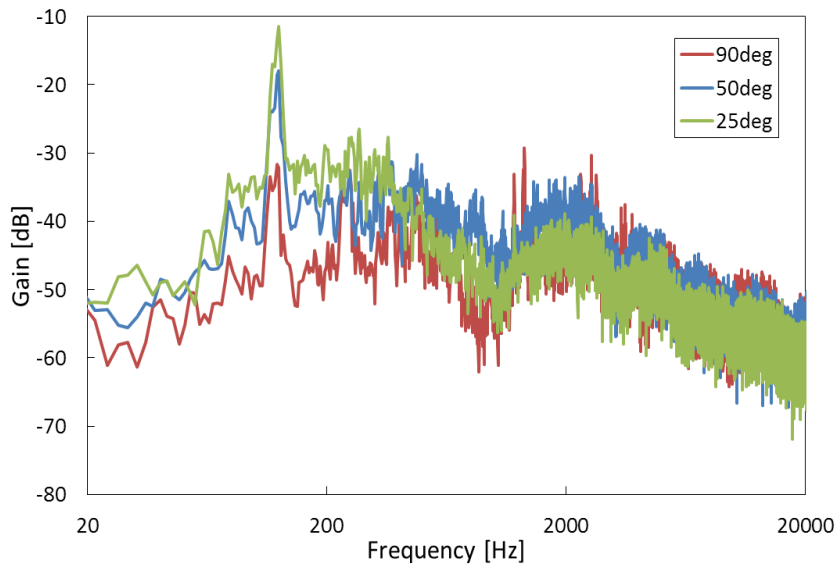


Fig.8 推力が高いときのFFT解析( $r = 8\text{m}$  ,  $t = 1.2\text{s}$ )

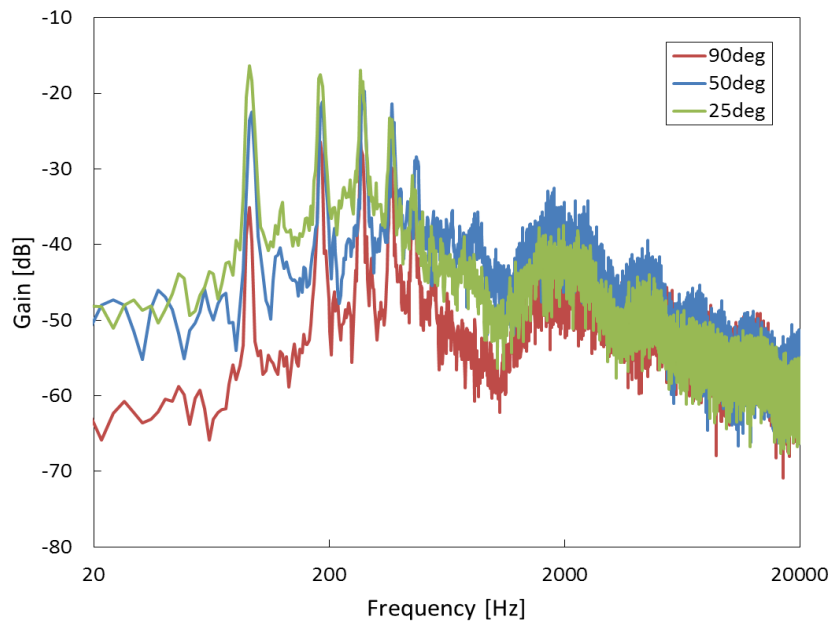


Fig.9 推力が低いときのFFT解析( $r = 8\text{m}$  ,  $t = 2.0\text{s}$ )



ジェット騒音の周波数分布においては通常ストローハル数( $St = fd/c$ )によって整理される。そこで、推力が高い秒時(1.2 s)における周波数分布をストローハル数によって整理する。本推進系の場合、有効排気速度が1700m/s、ノズル出口直径0.0385mとするとFig.10のようになる。SP-8072によれば、周波数分布について、一般的な化学ロケットはストローハル数0.02付近を最大とする幅の広い山なりの分布をとる。しかし、今回の結果では、確かに幅の広い周波数スペクトル密度分布を示しているが、100Hzや1300Hzの卓越した音が存在する。さらに、卓越した周波数を除いて考えた場合、 $St=0.01$ や $0.03$ 付近で大きくなっているが、0.02付近のレベルは低い。この分布をみると、0.03付近を最大とする幅の広い山なりの分布の音と0.01付近を最大とする比較的幅の狭い山なりの音が存在しているように見える。

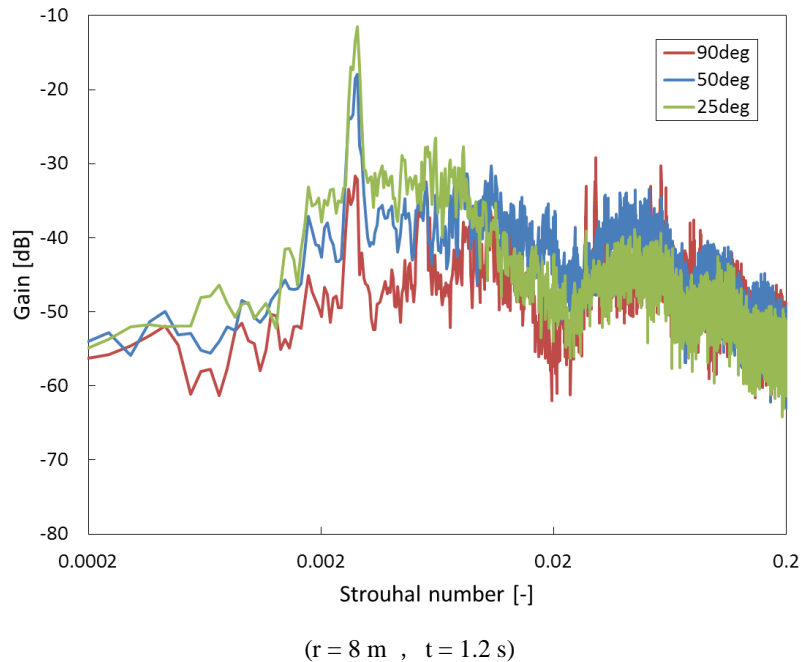


Fig.10 ストローハル数分布

前者は一般的な化学ロケットに近い分布をしているため、ジェット騒音だと思われる。最大となるストローハル数が高い理由として、今回使用しているハイブリッドロケットは一般的な化学ロケットと比較して排気速度が低いためだと思われる。SP-8072において一般的な化学ロケットとして扱っているロケットの排気速度は1800~2600 m/sであり、先の検討により推定した本推進系の排気速度1500 m/sはこの範囲より低速であることがわかる。また、SP-8072によれば排気速度が3700~5800 m/sである水素燃料を用いたロケットでは、最大値をとるストローハル数は0.02よりもかなり低い値になる。ロケットよりも排気速度の低い亜音速のジェット騒音では、ストローハル数0.1~0.2の間に最大値をとる[12]。これらの先行研究を総合して考えると、1800~2600 m/sの範囲外の排気速度では、高速側であればストローハル数が低い側に、低速側であれば高い側に推移すると推察される。そのため、一般的な化学ロケットよりも排気速度の低い本推進系では、0.02より高いストローハル数で最大値をとった可能性がある。

後者は燃焼騒音であると考えたと説明がつく。燃焼騒音も幅を持った山なりの分布を持ち、その周波数はかなり低い周波数を含むことが知られている。また、0.01付近を最大とする音はFig.10より角度が浅い程、強度が高いことがわかる。燃焼騒音は本来指向性を持たないが、拡散火炎の場合は火炎が音源となるためにノズルを中心とした円周上で計測を行うと排気方向に指向性がある[11]。HyperTEKグレインではジェット騒音と燃焼騒音の二つが存在するためにこのような周波数分布になったのではないかと推察する。

今回確認された100 Hzと1300 Hzの音について、検討する。ロケットエンジンから発生する卓越音として考えられる仮説としては、燃焼振動による音かスクリーチによる音がある。ノズルを音響的に閉じていると考える[13]場合、軸方向の燃焼室音響モードはNASA CEAにより求めた音速1000 m/sと燃焼室長さ0.362 mより1380 Hzとなり、1300 Hzの音と一致する。

100 Hz付近の音に関して、このような低い周波数の原因として考えられるものとして低周波燃焼振動（チャ

ギング)がある。自己加圧によって供給される $N_2O$ には気泡が含まれるため、流量の不均一が起りやすい。また、自己加圧では供給圧を任意に選択できないため、インジェクタ差圧が十分に確保できないことが起り得る。その場合、流量の不均一が燃焼室にまで影響することになる。

スクリーチはジェットと周囲大気間の速度せん断層とジェットのショックセル構造が干渉して発生する強い音であり、その周波数は衝撃波の間隔、移流マッハ数、音速によって表される[14]。しかし、今回のように100 Hzといった低周波の音となる可能性は低い上に、ノズル出口では過膨張となっていると考えられるためスクリーチによる音ではないと推察される。

これらの卓越音の原因を明らかにするために推力とインジェクタ上流圧力について高速収録（サンプリング周波数62500 Hz）を行い、周波数解析を行った。結果をFig.11に示す。チャギングが疑われた100 Hzの周波数は音圧以外にも推力、インジェクタ上流圧力でも確認できる。推力は燃焼室圧力の変動に追従するため、100 Hzの周波数は燃焼振動によるものと考えられる。また、その周波数がインジェクタ上流圧力にもみられることから、供給系の脈動が原因だと考えられる。燃焼を行わない流し試験においてはインジェクタ上流圧力にこのような周波数はみられないことから、燃焼と供給系のカップリングによるチャギングであると推察される。軸方向燃焼振動が疑われた1300 Hzにおいては音圧以外に推力でも確認できたことから、燃焼振動によるものだと推察される。この周波数においてはインジェクタ上流圧力にみられないことから、供給系とは関係ないものだとわかる。また、ハイスピードカメラの映像(10000 fps)においてノズルの火炎の長さが定期的に伸び縮みしている様子が確認できた(Fig.12)。この周波数は100 Hzの周波数と一致した。

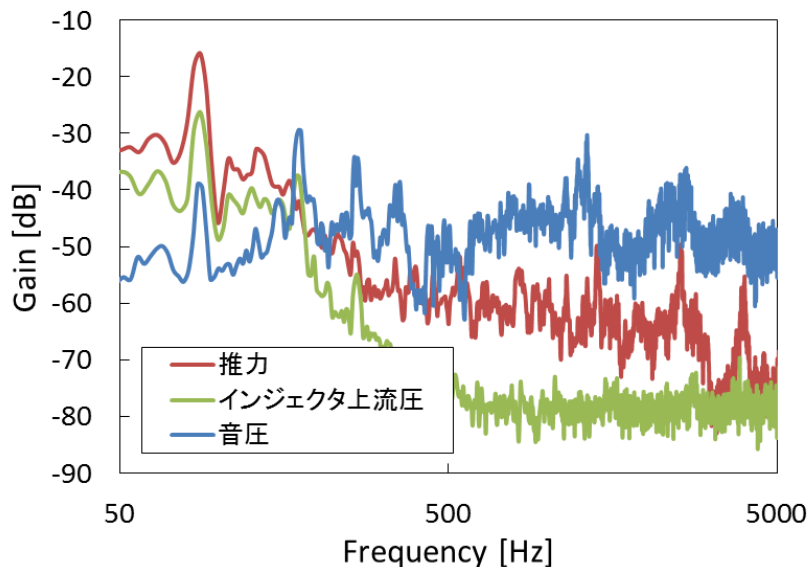


Fig.11 周波数分布

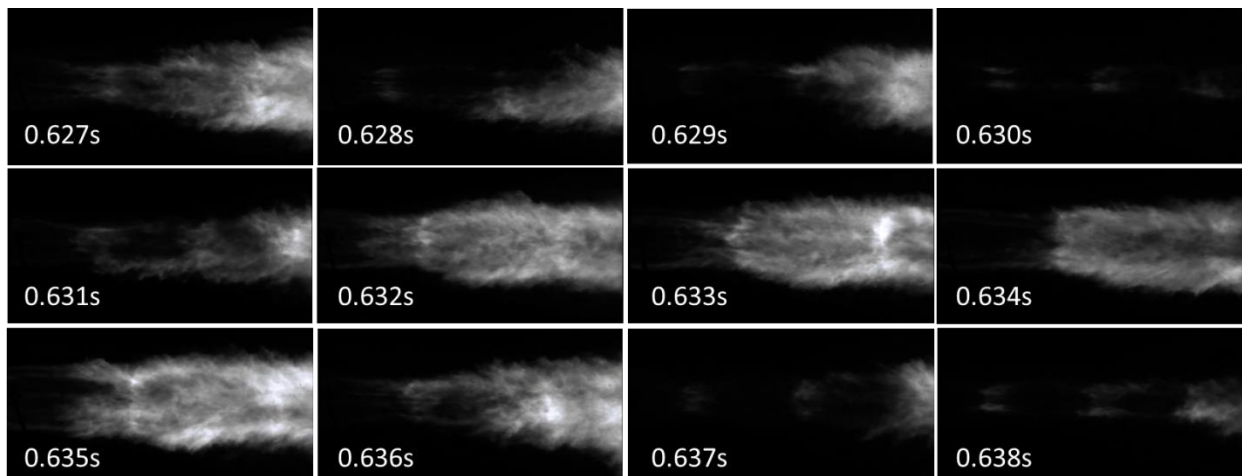


Fig.12 ノズル出口火炎のハイスピードイメージ

### 4-3 指向性

ジェット軸からの方向によってSPLがどのように変化するかを把握するために、騒音計(DT-8852)をジェット軸からの角度 $\theta$ の異なる地点に設置し測定を行った。その結果をFig.13に示す。音圧レベルのピークは2つあることが確認できる。

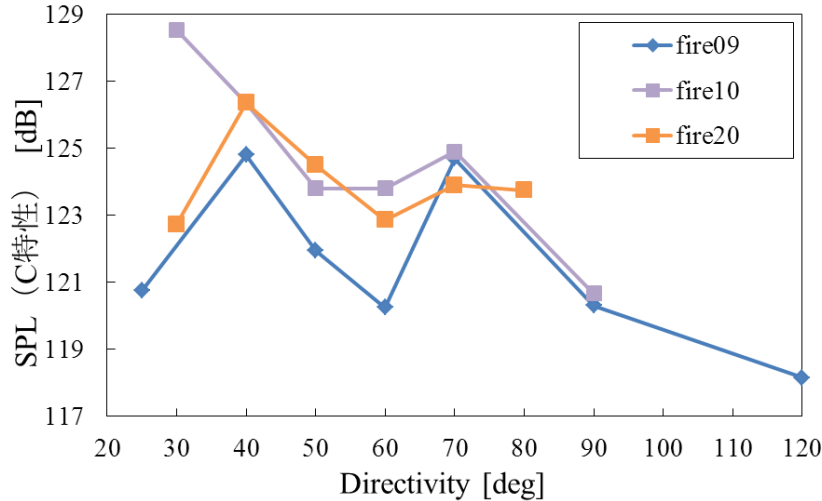


Fig.13 騒音の指向性 C特性 (DT-8852)

SP-8072によればロケットノイズの指向性はストローハル数によって異なる。本推進系の有効排気速度は1700 m/s程度、ノズル出口径は38.5 mmであるのでストローハル数は100 Hzで0.002, 10 kHzでは0.2程度となる。4-2で明らかになった2つの山なりのスペクトルについてSP-8072に記されているストローハル数と指向性の分布を参照して考えると、0.03付近を最大とする幅の広い山なりの分布の音は45 deg, 0.01付近を最大とする比較的幅の狭い山なりの音は40 deg方向に指向性があることになり、どちらも40 degのピークと一致する。複数のピークをとる仮説としては、ジェット騒音と燃焼騒音による音の二つが存在することが考えられる。ジェット騒音による音の指向性は、亜音速ジェットではジェット軸から30deg付近が最も強く、流速が上がるにつれて最大値を取る角度は大きくなる[12]。燃焼騒音は本来指向性を持たないが、拡散火炎の場合は火炎が音源となるためにノズルを中心とした円周上で計測を行うと排気方向に指向性がある。この二つの音が重ね合わさることにより、二つのピークが確認された可能性がある。

## 5. 騒音低減について

### 5-1 騒音低減策

HyperTEK グレインの実験結果より、ジェット騒音と燃焼騒音の二つの音源が存在していることや対策の難しい100 Hz程度の低周波音が発生していることを確認した。100 Hzの音はチャギングによるものだと推察されるため、インジェクタ差圧を大きくすることで振動を低減する。ジェット騒音と燃焼騒音についてはそれぞれに対策が必要であるが、どちらも排気速度のべき乗に比例するため、有効排気速度を低減することが有効であると考えられる。しかし、有効排気速度を下げることは、ロケットの性能(比推力)を下げることと同義であり、通常のロケットでは実現は困難である。ロケットスレッドは地上を走行するために、比推力の低下はある程度許容でき、有効排気速度の大幅な低減が可能である。そこで、本研究では推力を同等に保ちつつ、有効排気速度を低減した低騒音ハイブリッドロケットを新たに設計した。

### 5-2 設計方針

白老高速走行軌道実験設備への適応を想定して、以下のように要求仕様を定めた。現状の供給系で運用できるように酸化剤には $N_2O$ を用いることとし、タンク容量(40 L)から酸化剤流量の上限を求めた(ポンプ30 kg-気相1.2 kg=28.8 kgの $N_2O$ で8本クラスタリング時に燃焼時間4.5秒)。また、HyperTEK グレインと同等以上の推力を同等のランニングコストで発生できることを目標とした。

- ・酸化剤には  $N_2O$  を使用
- ・インジェクタ上流圧 3MPa で推力 1200 N 以上
- ・燃焼室圧力を計測可能
- ・部品の交換により，排気速度を変更可能
- ・ランニングコスト数万円程度以下
- ・グレイン直径 0.2 m 以下
- ・酸化剤流量 0.8 kg/s 以下

要求仕様を満たしたうえで，有効排気速度が最小となる設計とする．その上で，製作コストやランニングコストを抑える工夫をした．コンセプトを以下にまとめる．

- ・チャギングを抑止するため，燃焼圧力を低圧(1.5 MPa) とし，インジェクタ差圧を十分に確保する．
- ・安価に調達可能なアクリルパイプ（長さ 0.5 m 以下）をグレインとして用いる．
- ・長さの異なるグレインの燃焼試験を低コストで実現するためモーターケースは作らず，燃料であるアクリルパイプそのものを燃焼圧に耐える厚さとし，これに両側からインジェクタ・ノズル部をはめて長ボルトで拘束する．
- ・シールには運用性とコストを考慮し，ゴム O リングを使用する．燃焼器部のゴム O リングは設計燃焼時間内に耐熱温度を上回らない設計とする．
- ・インジェクタやノズルの断面積が変更できるように，容易に交換できるようにする．

### 5-3 パラメータ設計

NASA-CEA を用いて，PMMA と  $N_2O$  の理論  $c^*$  を算出する．Table 6 に入力パラメータをまとめる．PMMA の標準生成エンタルピーはモノマーのみの標準生成エンタルピーを Benson の 2 次加成性則を用いて計算した．燃焼圧力 1.5MPaA での O/F 対  $c^*$  のグラフを Fig.14 に示す．ハイブリッドロケットは燃料後退速度が低いため，最適な O/F を狙うとグレインが太く長くなってしまう．今回はコスト上の制約条件  $L_f < 0.5 m$  と，酸化剤流量の制約条件 0.8 kg/s 以下より O/F = 8.0( $c^* = 1244 m/s$ )とした．この時大気圧で最適膨張となる開口比は 2.8，その時の推力係数は 1.34 である．また，  $c^*$  効率 0.8 として  $c^* = 995 m/s$  として計算を行う．

Table 6 低騒音ハイブリッドロケット CEA 入力

Ident	Name	Amount [rel.wt.]	EnergyH [kJ/mol]
oxid	$N_2O$	100	-
fuel	PMMA	100	-468.3

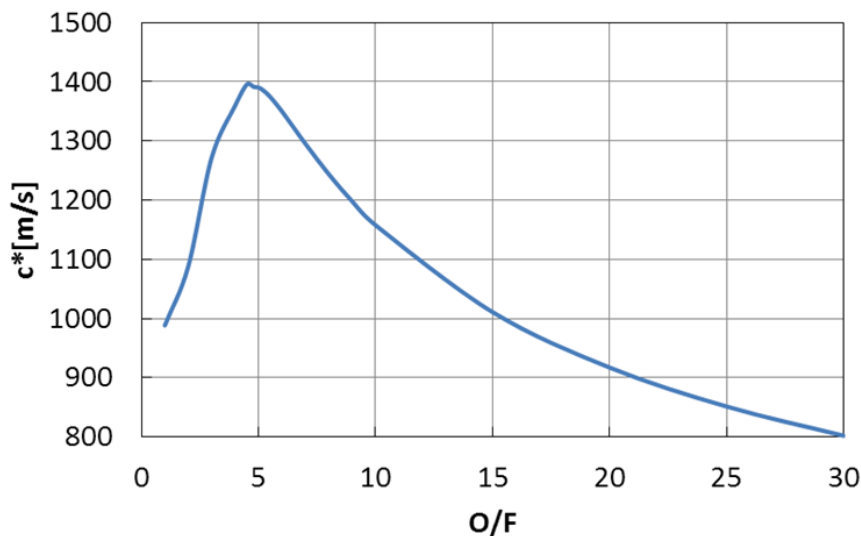


Fig.14 O/F と  $c^*$  の関係

F=1200 N とすると、推進剤流量は

$$\dot{m} = \frac{F}{c^* C_F} = 0.9 \text{ kg/s} \quad (10)$$

ノズルスロート径は

$$A_t = \frac{c^* \dot{m}}{P_c} = 0.000597 \text{ m}^2 (\text{直径 } 27.5 \text{ mm}) \quad (11)$$

O/F=8.0 より  $\dot{m}_o = 0.8 \text{ kg/s}$ ,  $\dot{m}_f = 0.1 \text{ kg/s}$ , Cd=0.3,  $P_{inj} = 3 \text{ MPa}$ ,  $\rho = 950 \text{ kg/m}^3$  とすると、インジェクタ断面積は

$$A_{inj} = \frac{\dot{m}_o}{C_d \sqrt{2\rho(P_{inj} - P_c)}} = 0.00005 \text{ m}^2 (\text{直径 } 2.8 \text{ mm} \times 8) \quad (12)$$

$\dot{m}_f = 0.1 \text{ kg/s}$  となる燃料形状は  $\rho_f = 1190 \text{ kg/m}^3$ ,  $L_f = 0.5 \text{ m}$  とすると

$$\dot{m}_f = \pi \rho_f L_f D \dot{r} = 0.1 \quad (13)$$

$$\dot{r} = AG_o^n (\text{参考文献}[15]より } A = 0.34, n = 1.31 \times 10^{-4}) \quad (14)$$

$$G_o = \frac{\dot{m}_o}{A_{port}} \quad (15)$$

より,  $A_{port} = 0.0028 \text{ m}^2$  (直径 60 mm). 以上の諸元を Table 7 にまとめる. 有効排気速度は設計値で 1300 m/s 程度となっており, HyperTEK の結果より得られた近似式から考えると HyperTEK グレインの定格作動点 (推力 1000 N, 有効排気速度 1700 m/s) から 2.9 dB の減音効果があると考えられる.

Table 7 低騒音ハイブリッドロケット諸元 (設計値)

燃焼圧力	1.5 MPaA
O/F	8.0
燃焼温度	2400 K
有効排気速度	1333 m/s
スロート径	φ28 mm
ノズル開口比	2.8
酸化剤流量	0.8 kg/s
インジェクタ径	φ2.8 mm×8
燃料ポート径	φ60 mm
燃料長さ	500 mm
燃料後退速度	0.9 mm/s
燃焼室特性長	2400 mm

#### 5-4 性能予測

白老高速走行軌道実験設備では N<sub>2</sub>O 自己加圧式供給系を用いているため, 供給圧力が不安定である. そのため, 設計点以外の作動点における性能も予測する必要がある. 予測はパラメータ設計の逆の手順で行う.

酸化剤質量流量は  $A_{inj} = 4.9 \times 10^{-5} \text{ m}^2$  と  $C_d = 0.3$ , REFPROP より求めた  $\rho$  より

$$\dot{m}_o = A_{inj} C_d \sqrt{2\rho(P_{inj} - P_c)} \quad (16)$$

燃料質量流量は  $A_{port} = 2.8 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ ,  $L_f = 0.5 \text{ m}$ ,  $r = 0.03 \text{ m}$ ,  $\rho_f = 1190 \text{ kg/m}^3$  と参考文献より得た  $A = 0.34$ ,  $n = 1.31 \times 10^{-4}$  より式(13)から(15)によって求まる。推力はCEAより求めた  $c^*$ ,  $C_F$  と  $\eta = 0.8$  より

$$F = (\dot{m}_o + \dot{m}_f) \eta c^* C_F \quad (17)$$

燃焼室圧力は  $A_t = 6.2 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  とCEAより求めた  $c^*$  と  $\eta = 0.8$  より

$$P_c = \frac{\eta c^* \dot{m}}{A_t} \quad (18)$$

以上のように求めた  $P_c$  と初めに  $\dot{m}_o$  を求める際に用いた  $P_c$  が等しくなるように計算を繰り返すことで性能を予測した。その結果を Table 8 に示す。供給圧が変化することで、推力が大きく変化することがわかる。

Table 8 低騒音ハイブリッドロケット性能予測

injector 上流圧 [MPa]	6.0	2.0	1.3
燃焼圧 [MPa]	1.88	1.15	0.91
酸化剤流量 [kg/s]	1.136	0.579	0.421
燃料後退速度 [mm]	1.0	0.8	0.72
燃料流量 [kg/s]	0.113	0.09	0.081
O/F [-]	10.1	6.5	5.2
全温 [K]	2220	2440	2690
推力 [N]	1610	930	690
有効排気速度 [m/s]	1290	1390	1370

### 5-5 形状決定

5-3 で求めたパラメータを満たすように形状を決定した。購入先の制約でアクリルパイプは内径 60 mm の場合、肉厚は最大 10 mm までとなる。インジェクタは断面積が安価に変更できるように三分割の構成とした。また、ノズルは耐熱性の高いグラファイトを用い、グラファイトとステンレスの間にベークライトを入れることで断熱した。設計した低騒音ハイブリッドロケットの図面を Fig.15 に示す。

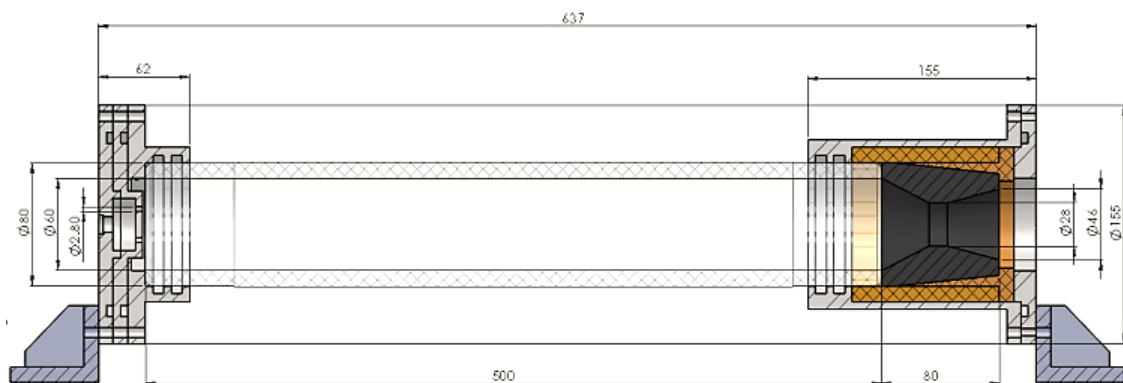


Fig.15 低騒音ハイブリッドロケット図面

低騒音ハイブリッドロケットの構成要素の中で最も内圧に対して弱いアクリルパイプについて考える。燃焼前のアクリルパイプの内径は  $D = 60 \text{ mm}$ , 肉厚は  $t_h = 10 \text{ mm}$  なので,  $t/D = 1/6 < 1/4$  より, 薄肉円筒として計算を行う。薄肉円筒の内圧  $p_{in}$  による応力  $\sigma$  は以下の式(19) によって求まる。

$$\sigma = \frac{p_{in}D}{2t_h} \quad (19)$$

燃焼に伴い、アクリルパイプの肉厚は減少していく。内圧（燃焼室圧力）1.5 MPa の時に肉厚と応力の関係を Fig.16 に示す。応力がアクリルの引張強さ 73.5 MPa を上回るのは肉厚 1.2 mm の時である。安全率 4 を満たす条件を考えると、予測される最大の燃料後退速度は 1.0 mm であるため、燃焼時間は最大 6 s までとなる。

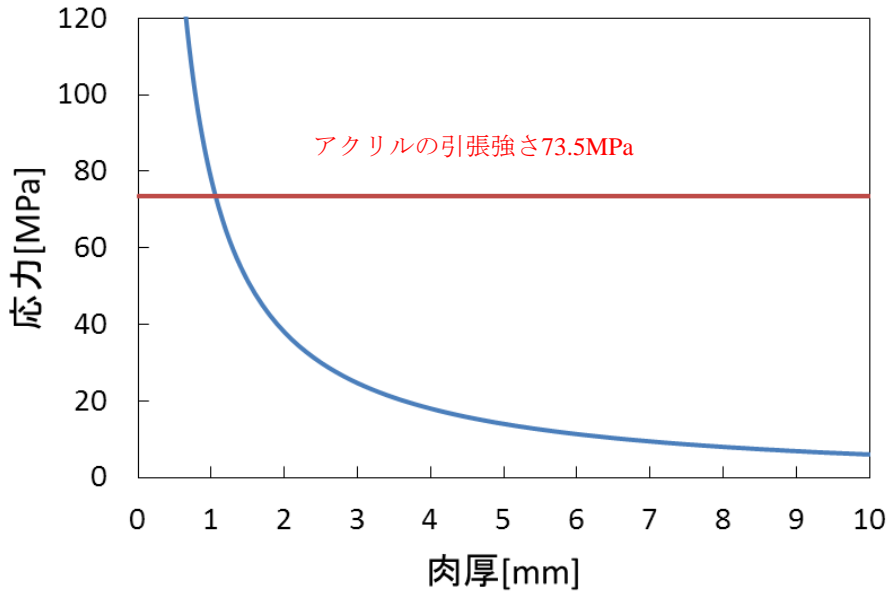


Fig.16 アクリルパイプにかかる応力（外径 80 mm，内圧 2.0 MPa）

## 6. 低騒音ハイブリッドロケット燃焼実験

### 6-1 予測値との比較

インジェクタ上流圧力 2MPa の予測値を Table 9 に示す。また、インジェクタ上流圧力 2MPa の燃焼実験における圧力履歴及び推力履歴を Fig.17, Fig.18 に示す。両者を比較すると予測値と実験値は良好な一致を示しており、予測計算の妥当性が確認できる。

Table 9 低騒音ハイブリッドロケット性能予測（インジェクタ上流圧 2MPaA）

燃焼圧	1.15 MPaA
酸化剤流量	0.579 kg/s
燃料後退速度	0.8 mm
燃料流量	0.09 kg/s
O/F	6.5
推力	930 N
推力係数	1.3
有効排気速度	1390 m/s
SPL(8 m,90 deg)	127 dB



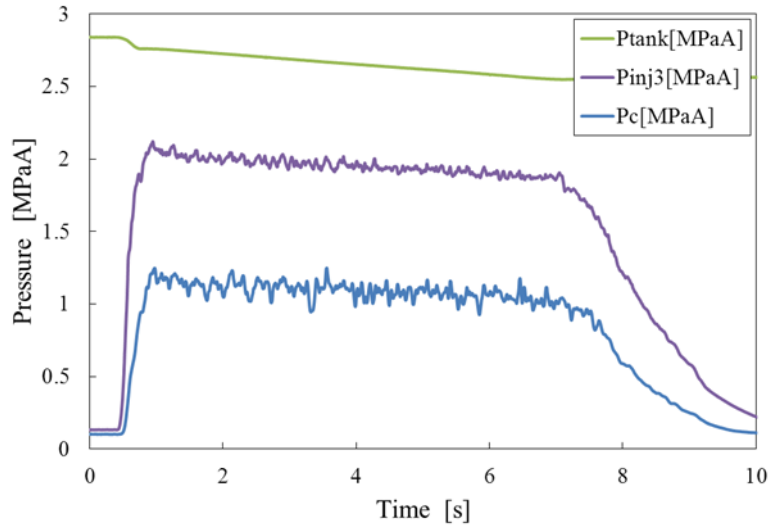


Fig.17 低騒音ハイブリッドロケットの圧力履歴

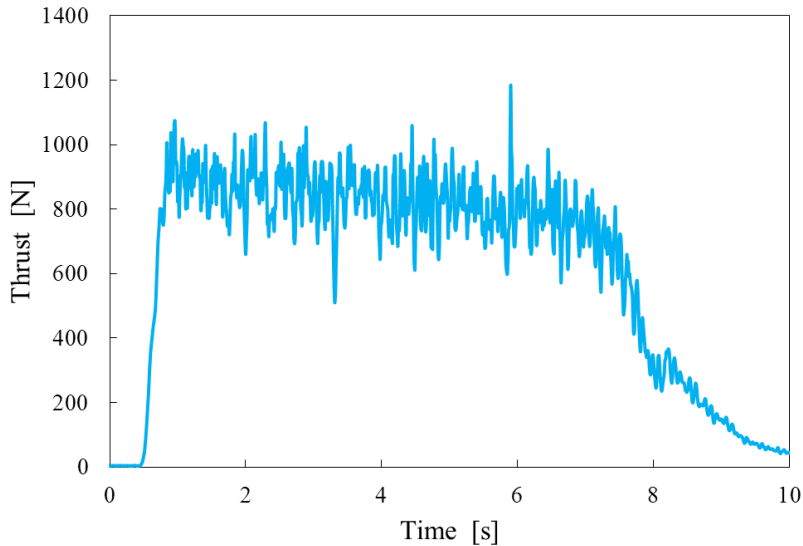


Fig.18 低騒音ハイブリッドロケットの推力履歴

## 6-2 排気速度との関連

HyperTEK グレインと同様に推力と質量流量から推力方向のみの流速（有効排気速度）を推定する。結果を Fig.19 に示す。HyperTEK グレインとは異なり、低騒音ハイブリッドロケットでは燃焼室圧力を実測しているため、燃焼室圧力推定の過程は省略される。算出値は酸化剤が液相で供給されている部分（ $t < 8$  s）のみ表示している。有効排気速度は 1100～1300 m/s 程度であることがわかる。また、SPL の履歴を Fig.20 に示す。HyperTEK グレインの定格作動点（推力 1000 N、有効排気速度 1700 m/s、SPL129 dB）と低騒音ハイブリッドロケットの実測値を比較すると有効排気速度の低下に伴って、SPL で約 3 dB 低下しており、設計の狙い通り (2.9 dB) の低減に成功したと言える。

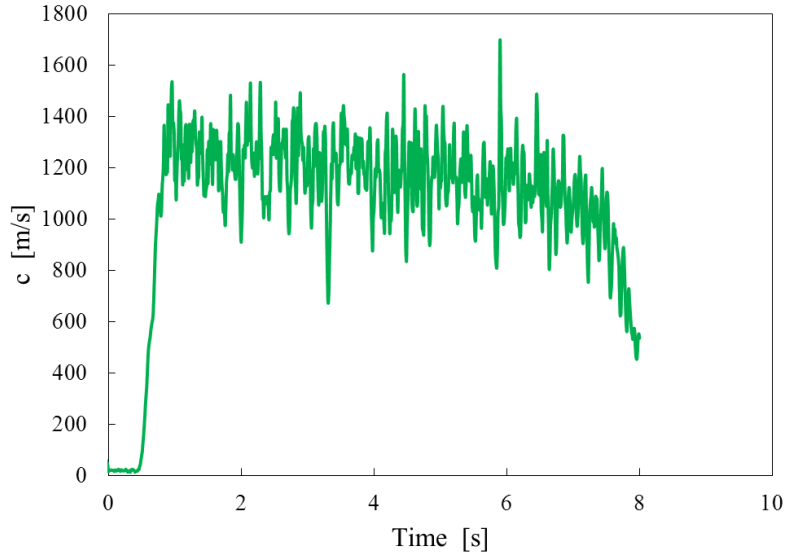


Fig.19 有効排気速度履歴（酸化剤が液相で供給されている部分（ $t < 8$  s）のみ表示）

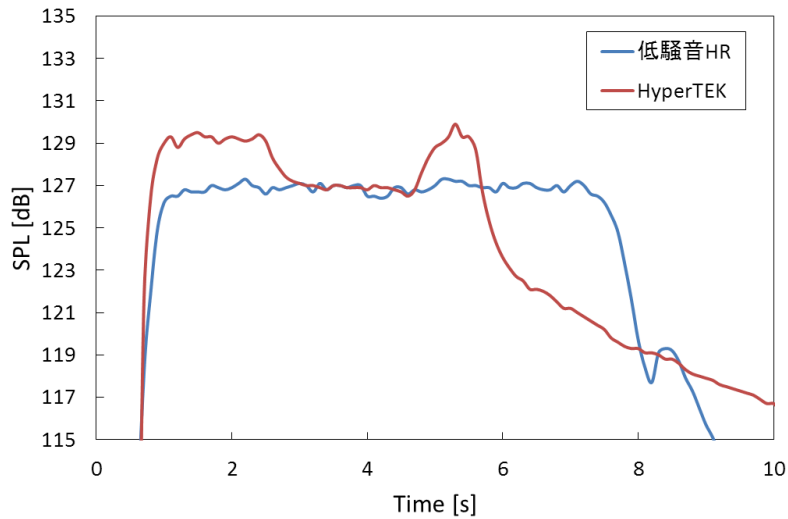


Fig.20 SPL 履歴の比較

また、燃料長さを変化させることによって混合比を変化させ、有効排気速度を変化させる実験を行った。結果を Fig.21 に示す。燃料長さを 250, 500, 1000 mm と振ることで、O/F が 3, 9, 24 と変化し、有効排気速度は 600, 1000, 1400 m/s となっている。また、SPL の履歴を Fig.22 に示す。250 mm グレインに関しては有効排気速度の減少に伴い大きな減音効果が確認できる。しかし、500 mm グレインと 1000 mm グレインに関しては有効排気速度が変化しているにもかかわらず、音圧があまり変化していない。これは、O/F の変化が関係している可能性がある。燃焼騒音においては予混合火炎か拡散火炎かで速度乗数が増える。また、混合比によって音の強さが変化する[11]。このように、O/F が音の強さに影響しているために有効排気速度の変化だけでは整理できないのではないかと推察される。

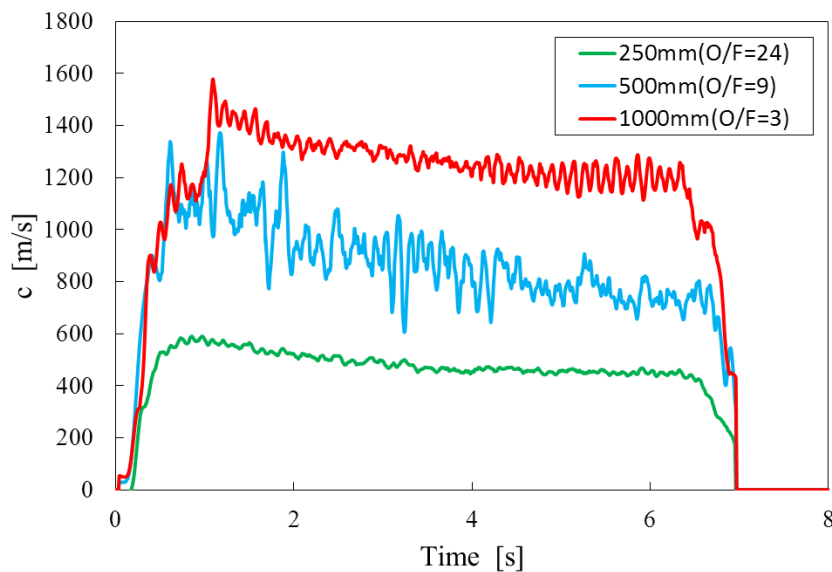


Fig.21 有効排気速度履歴

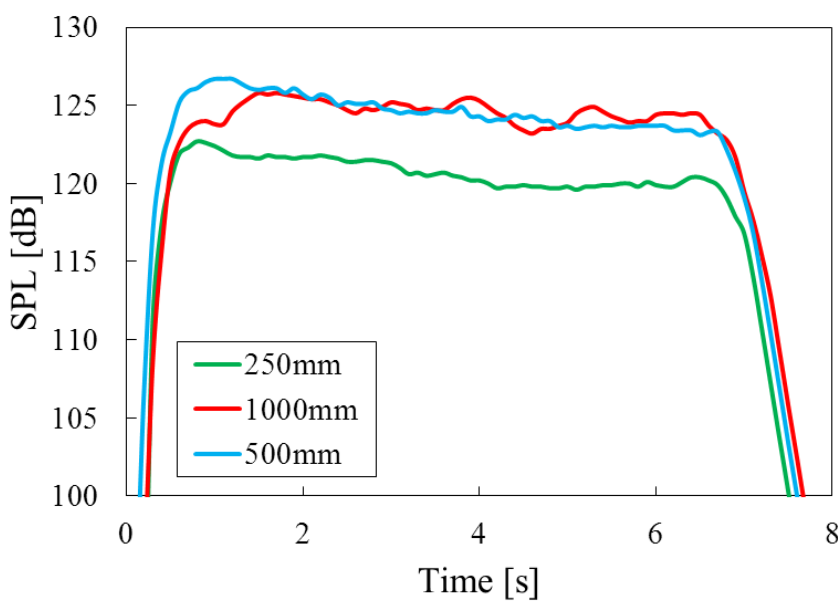


Fig.22 SPL履歴

### 6-3 周波数分布

低騒音ハイブリッドロケット燃焼実験においても HyperTEK グレイン同様に、マイクロフォン(SHURE BETA98H)により取得した瞬時音圧の周波数解析を行った。周波数解析には音声解析ソフト Audacity を用いた。周波数解析結果を Fig.23 に示す。HyperTEK グレインで確認された 100 Hz 程度の低周波音が大きく低減されていることがわかる。また、HyperTEK グレインと同様に二つの幅を持った周波数分布が見られる。数 kHz オーダーの周波数は 70 deg で大きくなっており、70 deg と 90 deg でピークが異なる。

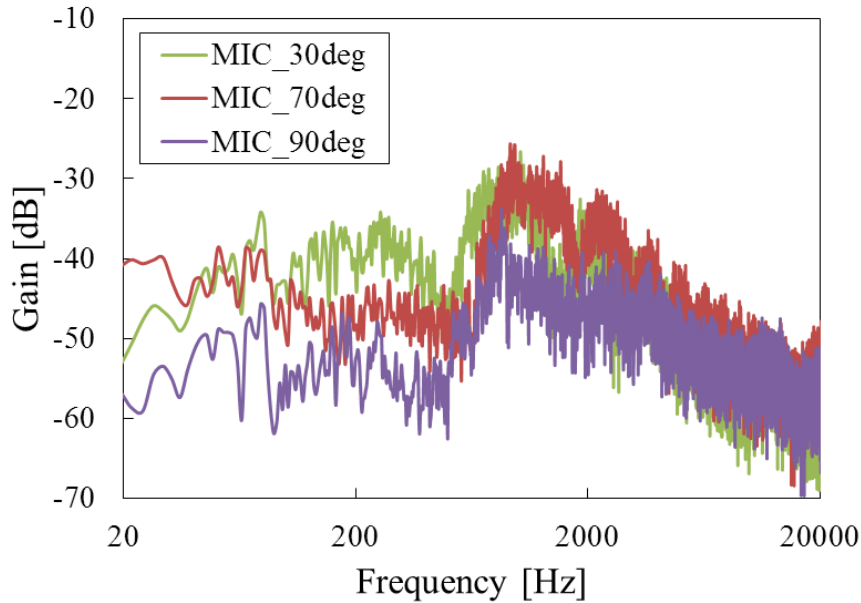


Fig.23 周波数分布

Fig.24 に圧力データの周波数解析のデータを示す。圧力データは 100 Hz で収録している計測系とは別に 62500 Hz (ローパスフィルター27500 Hz) で収録したデータを用いている。推力、燃焼室圧力、マイクロフォンすべてに同一のピーク(858 Hz)が確認できる。このことから、90 deg マイクロフォンで確認できたピーク音は燃焼振動によるものとわかる。一方、インジェクタ上流圧力には特にピークは見受けられないため、供給系との連成の振動は起こっていないと考えられる。HyperTEK グレイン同様、ノズルを音響的に閉じていると考えると軸方向の燃焼室音響モードは NASA CEA により求めた音速 864m/s と燃焼室長さ 0.5m より 864 Hz となり、858 Hz の音と一致する。

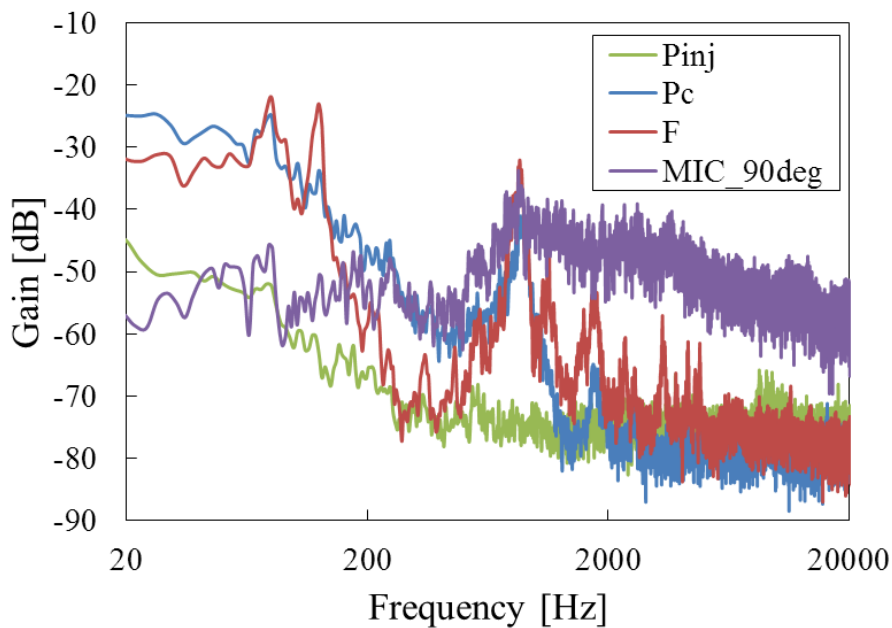


Fig.24 圧力周波数分布

軸方向の燃焼振動らしき周波数が軸方向の燃焼振動によるものかどうかを確認するために、燃焼室長さを変化させることで燃焼振動の周波数が変化するか実験を行った。Fig.25 に燃焼室長さ変更燃焼実験の燃焼室圧力の周波数解析結果を示す。また、周波数解析において確認できた周波数と式(17)によって求めたモード周波数を

Table 10 に示す．式(20)は燃焼室を両端閉と考えたモード周波数の式である．

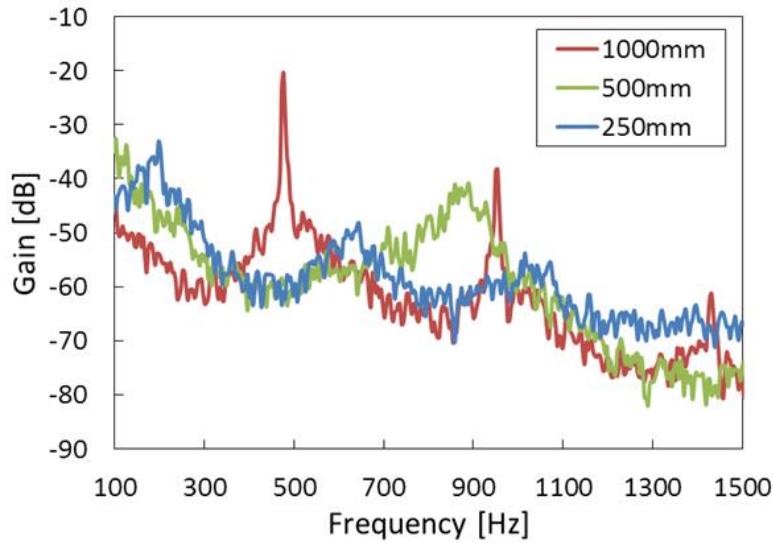


Fig.25 燃焼室圧力周波数分布

$$f = \frac{a}{2L} \quad (20)$$

Table 10 軸方向燃焼振動周波数

燃焼器	250 mm	500 mm	1000 mm	HyperTEK
音速	657 m/s	864 m/s	934 m/s	1000 m/s
モード周波数 (理論値)	1314 Hz	864 Hz	467 Hz	1380 Hz
卓越周波数 (実験値)	644 Hz	858 Hz	476 Hz	1318 Hz

結果より，燃焼室長さが 500 mm から 1000 mm に変化することで燃焼振動周波数も 864 Hz から 476 Hz に変化している．また，これらの周波数は式(20)によって求めたモード周波数と良好な一致を示している．このことから，低騒音ハイブリッドロケットエンジンにおいて確認された 864 Hz の音は軸方向の燃焼振動によるものであると判明した．しかし，燃焼室長さ 250 mm においてはモード周波数と卓越周波数は倍半分の関係となっている．これは燃焼室が片側開，片側閉のモードへと変化したと考えたと説明がつく．しかし，燃焼室長さの変化によって閉から開になる理由はよくわかっていない．また，燃焼室長さ 250 mm においては 198 Hz や 1014 Hz も卓越しており，644 Hz と合わせて 198 Hz を基底音とした 3 倍音，5 倍音である可能性もある．しかし，これらの周波数は厳密には 3 倍，5 倍の関係とはずれている．

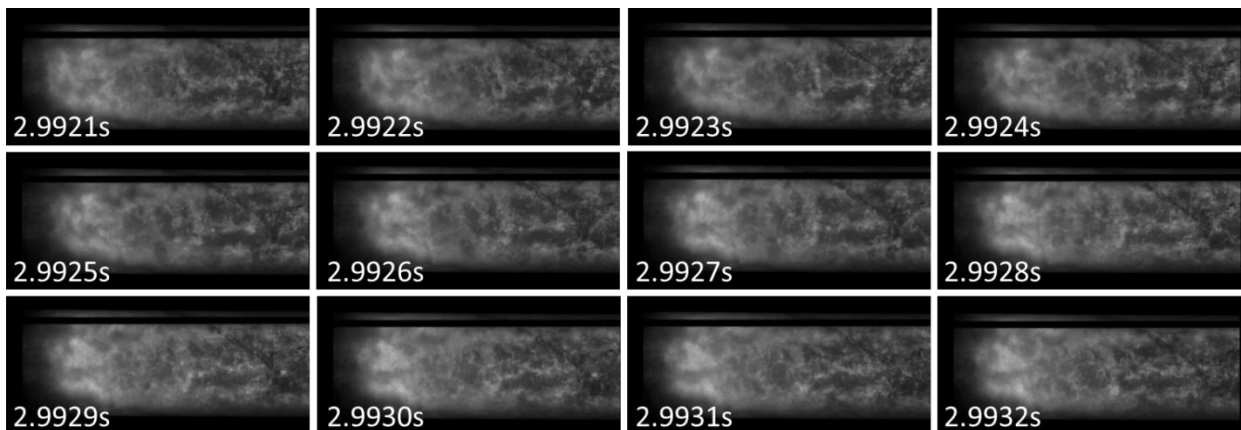


Fig.26 燃焼室内の火炎の様子 (ハイスピードカメラによるイメージ)

また、ハイスピードカメラの映像(10000 fps)において燃焼室内の火炎が振動や脈動しているのが確認できた (Fig.26). この周波数は軸方向燃焼振動の周波数と一致した。

#### 6-4 指向性

HyperTEK 同様にジェット軸からの方向によって SPL がどのように変化するかを把握するために、騒音計 (DT-8852) をジェット軸からの角度  $\theta$  の異なる地点に設置し測定を行った。結果を Fig.27 に示す。fire13 以外は概ね同じ傾向を示しており、40 deg と 70 deg でピークを持つ。これは HyperTEK グレインと同じ結果である。そのため、低騒音ハイブリッドロケットにおいても異なる二種類の騒音発生メカニズムが存在していると推察される。

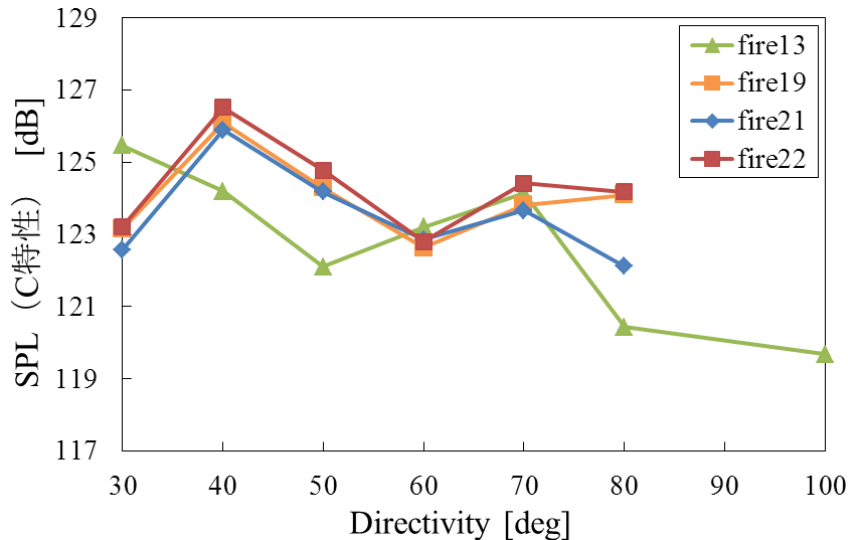


Fig.27 低騒音ハイブリッドロケットの騒音指向性 (DT-8852)

## 7. 結言

白老ロケットスレッドに用いているハイブリッドロケット (HyperTEK グレイン) の音響特性を燃焼実験により評価した結果、以下のような知見が得られた。

- ・騒音の大きさが有効排気速度の3乗と比例
- ・燃焼振動による卓越音(100 Hz と 1300 Hz)を確認
- ・ $St=0.03$  付近を最大とする幅の広い山なりの分布の音と  $0.01$  付近を最大とする比較的幅の狭い山なりの音の二つの音源が存在
- ・40 deg と 70 deg 方向に二つの指向性

これらの知見から、有効排気速度を低減した低騒音ハイブリッドロケットを設計し、HyperTEK 同様に音響特性を評価した結果、以下のような知見が得られた。

- ・設計時の性能予測とほぼ同等の推力 (約 1kN) を発生
- ・同一推力の HyperTEK グレインと比べ、約 3 dB の騒音低減。これは排気速度を減らし流量で推力を稼ぐ設計思想による。
- ・チャギングと思われる低周波音の大幅な低減に成功。これはインジェクタ差圧を増やしたことによる。
- ・HyperTEK 同様、40 deg と 70 deg 方向に二つの指向性があることを確認。これはジェット騒音および燃焼騒音という2つの異なる騒音発生メカニズムに対応するものと思われる。

## 謝辞

本研究の一部は JSPS 科研費 JP18K04555 の支援を受けて実施されました。ここに謝意を表します。

## 参考文献

- [1] 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.
- [2] Mikiya Araki, et al. : Acoustic Simulation of Hot Jets Issuing from a Rectangular Hypersonic Nozzle, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol.30, No.3, pp.820-832. 2014.
- [3] Hugh J. McSpadden, et al. : The History of Hurricane Mesa Test Facility, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA2004-3336, 2004.
- [4] M. J. Lighthill : Jet Noise, AIAA JOURNAL, Vol.1, No.7, pp.1507-1517, 1963.
- [5] Eldred, K.M., et al. : Acoustic Loads Generated by the Propulsive System, NASA SP-8072, 1971.
- [6] Christopher K. W. Tam : Dimensional Analysis of Jet-Noise Data, AIAA JOURNAL, Vol.44, No.3, pp.512-522, 2006.
- [7] 岡田空悟ほか：ロケットスレッド用クラスタードハイブリッドロケットの騒音特性，日本航空宇宙学会北部支部2018年講演会，2018.
- [8] Sanford Gordon, et al. : Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1994.
- [9] Stephen A. Whitmore, et al. : Analytical and Experimental Comparisons of HTPB and ABS as Hybrid Rocket Fuels, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2011-5909, 2011.
- [10] NIST Chemistry WebBook : <http://webbook.nist.gov/chemistry/>
- [11] 小竹進：燃焼騒音，騒音制御，Vol.8, No.2, pp.64-68, 1984.
- [12] 小竹進ほか：ジェット騒音，Journal of the J.S.M.E., Vol.67, No.547, pp.94-101, 1964.
- [13] 榊和樹ほか：ピントル型噴射器における燃焼振動挙動の光学計測，航空宇宙学会論文集，Vol.65, No5, pp.193-199, 2017.
- [14] 梶昭次郎：超音速ジェットスクリーチについて，日本流体学会誌「ながれ」，20巻，第3号，pp.204-212, 2001.
- [15] Elizabeth T.Jens : Hybrid rocket propulsion systems for outer planet exploration missions, Acta Astronautica, Vol.128, pp.119-130, 2016.