

予冷ターボジェットエンジンを搭載した 極超音速航空機の離陸騒音推算

Takeoff Noise Estimation of a Hypersonic Aircraft Equipped with the Precooled Turbojet Engine

佐野 典央 (群馬大学院)

Norihisa SANO

田口 秀之 (宇宙航空研究開発機構)

Hideyuki TAGUCHI

志賀 聖一 (群馬大学)

Seiichi SHIGA

田中 恭平 (群馬大学院)

Kyohei TANAKA

ゴンザレス ファン (群馬大学)

Juan C. GONZALEZ PALENCIA

小島 孝之 (宇宙航空研究開発機構)

Takayuki KOJIMA

荒木 幹也 (群馬大学)

Mikiya ARAKI

1. 緒言

現在, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) において, 予冷ターボジェット (PCTJ) エンジンを搭載した極超音速航空機 (HST) が研究開発中である. 図 1 に HST 外観を示す. また, 図 2 に PCTJ エンジン⁽¹⁻¹²⁾ 概略を示す. PCTJ エンジンは, 離陸からマッハ 5 での巡航までを単一のエンジンサイクルで実現する意欲的なエンジンである. 極超音速巡航を前提とした設計のため, 投影面積は小さく, 排気速度は高い. このため, 離陸時においてもジェット速度は 1100 m/s 以上となる. Lighthill の音響アナロジー⁽¹³⁾ より, ジェット騒音の強さはジェット速度の 8 乗に比例して増大することが知られている. そのため, PCTJ エンジンは離陸時において, 非常に強いジェット騒音を放射すると予想される.



図 1 HST 外観

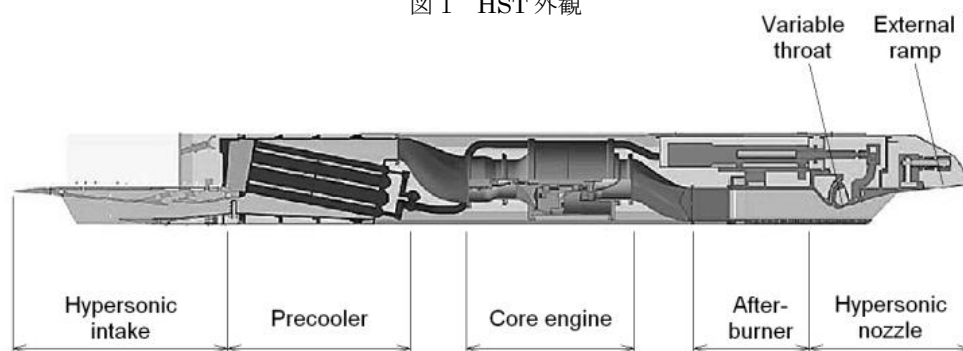


図 2 PCTJ エンジン概略

図3に航空機騒音計測地点を示す。図3には滑走路、飛行経路ならびに騒音計測地点が描かれている。航空機の騒音は離陸 (flyover), 側方 (sideline), 着陸 (approach) の3地点で計測される。これらの騒音計測地点は国際民間航空機関 (ICAO) により定められている。航空機騒音の評価には、EPNL (Effective Perceived Noise Level) が用いられる。EPNLは人間の聴覚に対する航空機騒音の聞こえ方と、1回の離着陸騒音への曝露時間を考慮した騒音レベルである。ここで、騒音基準は人間の感覚に基づくことに注意されたい。人間の可聴域は20 Hz から20 kHz であり、2 kHz から5 kHz の周波数域において最も感度が高い。このため、騒音の周波数によって人間の聴覚に対する騒音の聞こえ方が変化する。人間の聴覚感度が高い周波数の騒音は、より一層うるさく聞こえる。反対に、人間の可聴域より著しく周波数の低い騒音ならびに周波数の高い騒音は、人間には聞こえない。また、ジェット騒音の周波数域はジェットエンジンのノズルスロート寸法により異なる。ノズルスロート寸法が大きいほど低周波数のジェット騒音が発生し、ノズルスロート寸法が小さいほど高周波数のジェット騒音が発生する。このため、ノズルスロート寸法を変化させることにより、ジェット騒音の周波数域を人間の可聴域から遠ざけることで、EPNL を低減させることができる。このノズルスロート寸法最適化による騒音低減法を、研究開発段階の PCTJ エンジンに用いることで、離陸時における実機騒音を低減できると考えられる。

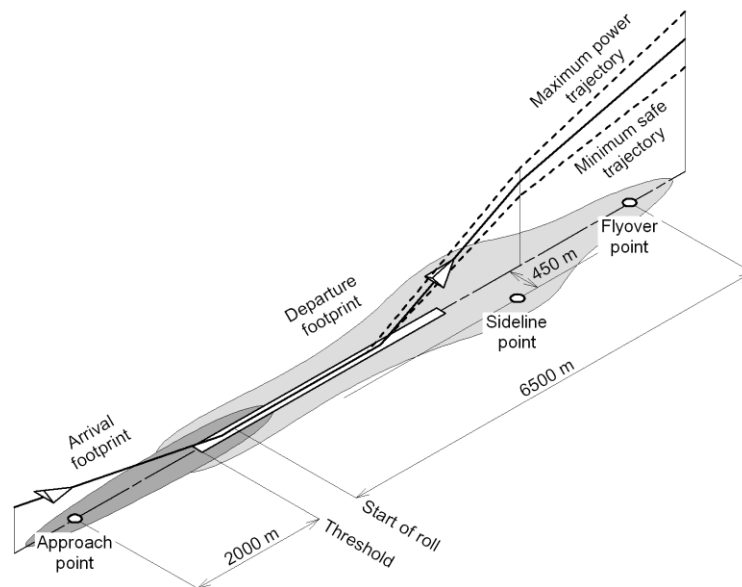


図3 航空機騒音計測地点

図4にミキサーエジェクターノズルを示す。ジェット騒音低減に最も有効な方法は、ジェット速度低減であるが、ジェット速度低減は推力低下を招くため、投影面積の小さい低バイパスターボターボファン/ターボジェットエンジンへの適用には限界がある。Lordら⁽¹⁴⁾は、超音速エンジンに対するミキサーエジェクターノズル適用を提案している。ミキサーエジェクターノズルは、エジェクター効果により外部空気を作動流体に導入し、同時にローブ型ミキサーを用いて速度均一化を行う。外部空気を作動流体に導入することで、作動流体の質量流量増大に伴いジェット速度は低減する。これにより推力低下を抑えつつ、ジェット騒音を低減する。

大石ら⁽¹⁵⁾は、環境適合型次世代超音速推進システム⁽¹⁵⁻¹⁷⁾において、ミキサーエジェクターの騒音低減効果について詳細な検討を行っている。エンジンノズル下流に設けたドアからエジェクター効果により外部空気を導入し作動流体と混合することで、ジェット速度低減と質量流量増大を行う。なお、巡航時はエジェクタードアを閉じ、さらにライナーがラバルノズルに変形することで、ジェット速度は超音速に達する。LES解析によるミキサー形状ならびにセラミックス製吸音ライナー開発が進められ、1/2.6スケールエンジン試験ならびに1/11スケールノズル試験が実施された⁽¹⁷⁾。これにより、ジェット騒音低減量18EPNdB (側方 (sideline)), 推力損失9%以内 (飛行マッハ数0.3) という性能が示されている。

騒音低減デバイスを用いた騒音低減法に、ノズルスロート寸法最適化による騒音低減法を併用することで、実機 HST の

離陸騒音をより低減できると考えられる。PCTJ エンジンの騒音低減デバイスについては、本研究室でも空力タブ⁽⁹⁻¹⁰⁾、スリット噴射⁽¹⁸⁻¹⁹⁾などの検討を行ってきた。その効果については、参考文献に譲ることとし、本稿では様々なノズルスロート寸法の PCTJ エンジンについて実機騒音を推算することで、EPNL 低減に最適なノズルスロート寸法を調査・検討する。

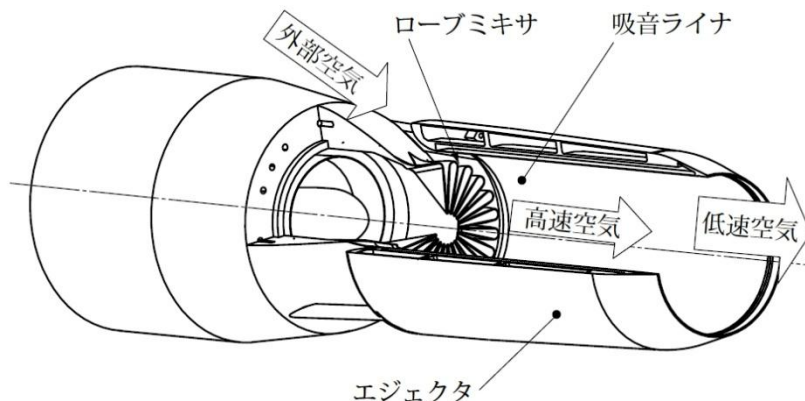


図4 ミキサーエジェクターノズル

単一サイクルで離陸から極超音速巡航までを実現する PCTJ エンジンは、きわめて広い作動範囲を要求される。飛行マッハ数の変化に伴い、ノズル圧力比は 2.7 (離陸時) から 200 (巡航) まで変化⁽⁴⁾する。このため、可変スロート機構を設けた複雑な形状を有する矩形極超音速ノズルが装備される。従来のジェット騒音研究は円形ノズルを用いたものが主体であり、過去の音響データを参照することは困難を伴う。このため、矩形極超音速ノズル縮小模型を製作し、実験に供することとした。

周囲と同じ温度の四重極音源が移流するモデルに基づく Lighthill の 8 乗則⁽¹³⁾は、高温ジェットには適用できないことが知られている。PCTJ エンジンは、排気速度増大と予冷器の作動のため、離陸時からアフターバーナを使用する。このため、排気全温は離陸時から 2000 K に達する。このような高温ジェットから放出される騒音の放射特性を、常温ジェットのデータから外挿することは困難である。一方で、2000 K に達する高温ジェットを実験的に再現するためには、空気加熱器や燃焼器を備えた大掛かりな設備の導入が必要となる。これは、時間や労力の面から困難である。そこで本研究では、ヘリウムジェットを用いて高温・高速ジェットの音響場を模擬する手法^(12, 20-23)を採用する。円形ノズルから噴出する空気/ヘリウム混合気ジェットを用いることで、実機の高温・高速ジェットの音響場を模擬できることが示されている⁽²⁰⁻²²⁾。この際、ジェット速度とジェットマッハ数は、実機の値と一致させる。また矩形極超音速ノズルにおいても、ヘリウムジェットを用いることで、実機で想定されている高温・高速ジェットの音響場を 2 dB から 3 dB 以内で模擬できることが示されている⁽¹²⁾。この手法を用いることで、比較的簡便な実験装置を用いながら、様々な放射角度の騒音データを効率的に取得することができる。

本研究では、ノズル縮小模型から噴出するヘリウムジェットを用いることで、実機の高温・高速ジェットの音響場を模擬し、騒音計測を行う。得られた騒音データに、ノズルスロート寸法の補正、計測距離の補正、エンジン数の補正、大気の実積粘性による減衰の補正を行うことで、実機 HST の騒音放射特性を推算する。さらに時々刻々と変化する航空機の姿勢ならびに観測地点までの距離、騒音の曝露時間を考慮することで、空港における実機 HST の離陸騒音を推算する。この騒音推算を様々なノズルスロート寸法について行い、EPNL 低減に最適なノズルスロート寸法を調査、検討する。

2. 実験装置及び方法

2-1. 実験装置

図5に無響箱概略を示す。ボンベから供給されたヘリウムは、レギュレータにより調圧され、気体加熱用ヒーターにより加熱される。その後、ヘリウムはハニカムストレーナーを有するチャンバーに流入し整流され、ノズル縮小模型に流入する。ノズル縮小模型に流入したヘリウムは、ノズルスロットを通過し超音速まで加速する。ノズル縮小模型の周囲には騒音計測用マイクロフォンが設置される。また、ノズル縮小模型及び騒音計測用マイクロフォンは無響箱内部に設置される。

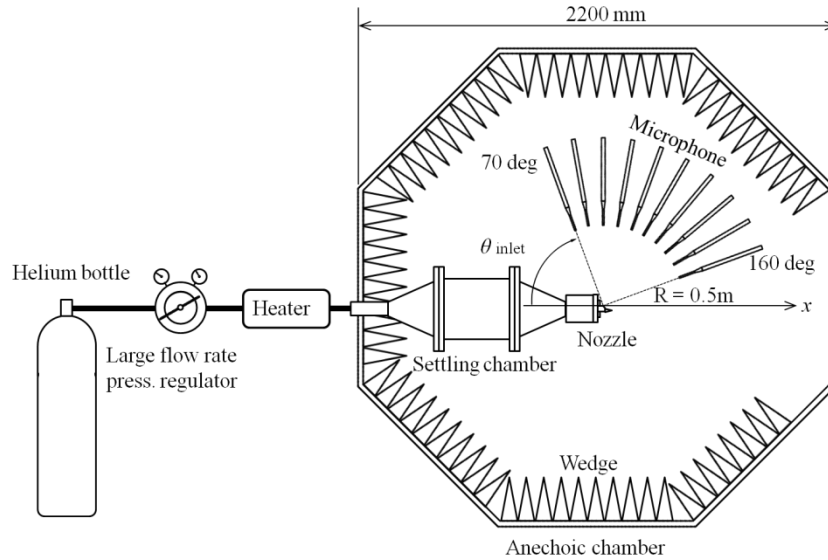


図5 無響箱概略

図6にノズル縮小模型概略を示す。ノズル縮小模型は、カウル、ランプ、側壁から構成されている。実機 PCTJ エンジンのノズルスロット上流からランプ下流端までの形状が再現されている。PCTJ エンジンのノズルは可変スロット機構を設けているが、ノズル縮小模型では、ノズルスロットの断面積は固定であり、スロット形状は離陸時の形状（スロット全開）となっている。ノズルスロットの寸法は幅 $W = 20 \text{ mm}$ 、ノズルスロット高さ $H = 2.8 \text{ mm}$ である。計測座標の原点はカウル下流端中央であり、流れ方向を x 軸、鉛直下向き方向を y 軸、スパン方向を z 軸とする。また、ランプ下流端は x 軸に対し 6.2 deg の傾きを有する。

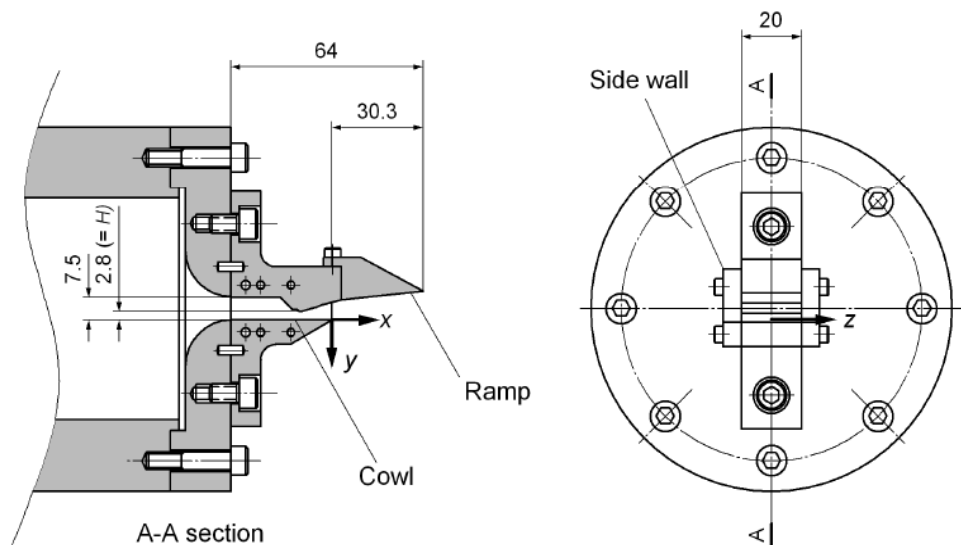


図6 ノズル縮小模型概略

騒音計測には 1/8 インチマイクロフォン (B & K, 4138) を使用した。また、マイクロフォンはプロテクショングリッドを外した状態で使用される。マイクロフォンの周波数特性の限界から、有効なデータの周波数上限を 140 kHz とした。騒音計測距離は原点から 0.5 m である。上流からの角度 θ_{inlet} を計測角度とし、 $\theta_{inlet} = 70 \sim 160 \text{ deg}$ の範囲で騒音計測を行った。ジェット騒音の音圧は、マイクロフォンによって電圧に変換され、コンディショニングアンプ (B & K, 2690) により増幅される。電圧はデジタル・オシロスコープ (LeCroy, 64Xi-A), (TELEDYNE LECROY, HDO4034) に送られ、A/D 変換され記録される。デジタル・オシロスコープのサンプリング周波数は 500 kHz, 1 回に取り込むデータ長は 100,000 点である。ナイキストの折り返し周波数から 250 kHz ままで有効なデータとなる。計測した音圧データに対し 8,192 点ごとに高速フーリエ変換 (FFT) を行う。

2-2. 実験条件

2-2-1. ジェット条件

表 1 にジェット条件を示す。実機 PCTJ エンジンのジェット条件 (実機想定値) と、ノズル縮小模型 (音響場模擬値) のジェット条件を示す。実機 PCTJ エンジンのジェット条件は、ジェット全温 2073 K, ジェットマッハ数 1.33, ジェット速度 1112 m/s, 燃料は水素, 当量比 0.831, 作動流体は燃焼ガスである。ノズル縮小模型のジェット条件は、ジェット全温 321 K, ジェットマッハ数 1.33, ジェット速度 1112 m/s, 作動流体はヘリウムである。PCTJ エンジンとノズル縮小模型のジェット条件において、ジェット速度およびジェットマッハ数を一致させることで音響場模擬が可能となる^(12, 20-23)。

表 1 ジェット条件

	ノズル 圧力比	ジェット全温 K	ジェットマッハ数	ジェット速度 m/s	燃料	当量比	作動流体
PCTJ エンジン (実機想定値)	2.85	2073	1.33	1112	水素	0.831	燃焼ガス
ノズル 縮小模型 (音響場模擬値)	3.17	321	1.33	1112			ヘリウム

2-2-2. 騒音推算条件

表 2 にエンジン数およびノズルスロット寸法を示す。実機騒音推算における HST のエンジン数および PCTJ エンジンのノズルスロット寸法の条件を示す。ノズルスロット寸法が変化するとジェット騒音の周波数が変化し、人間の聴覚への聞こえ方が変化する。つまり、ノズルスロット寸法が変化することで騒音の値が変化する。本研究では 5 種類のエンジン数、および 5 種類のノズルスロット寸法を仮定し、実機 HST の騒音推算を行い、推算結果を比較する。また、ノズルスロット総断面積が一定となるようエンジン数とノズルスロット寸法を変化させた。その際、各条件におけるノズルスロットのアスペクト比を 7.14 とし、ノズルスロット形状が相似となるようにエンジン数およびノズルスロット寸法を設定した。

表2 エンジン数およびノズルスロート寸法

エンジン数 n	ノズルスロート寸法 $H \times W$ mm	アスペクト比
1	965 × 6893	7.14
2	683 × 4879	
4	483 × 3450	
8	341 × 2436	
16	241 × 1721	

図7にHST離陸飛行経路を示す。横軸は進行方向への水平移動距離、縦軸は飛行高度である。X = 0 m地点にてブレーキリリースを行う。その後、滑走しX = 2000 m付近にてローテーションする。X = 6500 m地点にflyover地点が存在する。推力カットバックは考慮しない。本研究では、flyover地点における離陸騒音を推算する。

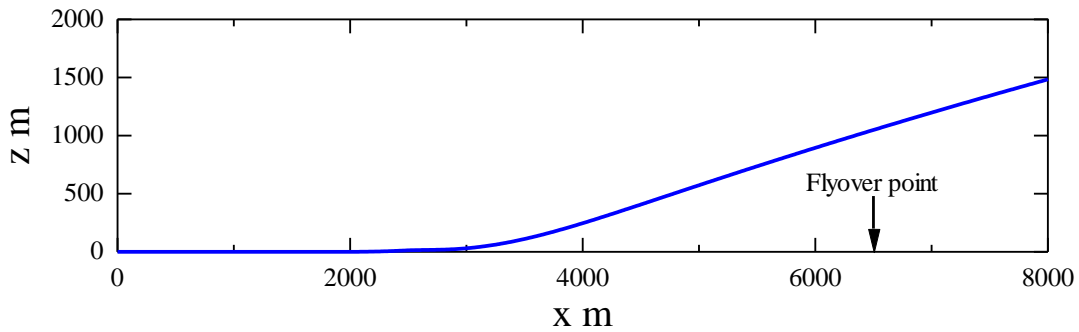


図7 HST離陸飛行経路

表3にICAOが定める標準大気条件を示す。本研究では、表3に示す大気条件を用いて、実機騒音計測距離におけるジェット騒音の大気減衰補正を行う。

表3 ICAOが定める標準大気条件

大気圧 hPa	大気全温 K	大気相対湿度 %	風速 m/s
1013.25	298	70	0

図8にノズル設置方向を示す。実機騒音を推算する際のノズル設置方向は、カウル下向き、ランプ下向き、側壁下向きの3種類である。矩形極超音速ノズルは軸対称ノズルではないため、計測する方向により騒音の大きさや放射角度特性が異なる。ノズル設置方向により騒音推算結果が変化すると考えられる。そのため、本研究では3種類のノズル設置方向での騒音推算を行い、推算結果を比較する。

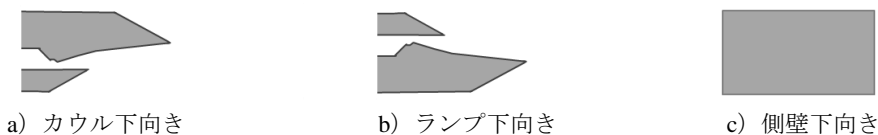


図8 ノズル設置方向

2-3. 騒音推算方法

2-3-1. Sound pressure level

ジェット騒音を評価するにあたり、まず Sound Pressure Level (SPL) を用いる。SPL は以下の式で表わされる。

$$\text{SPL}_{\text{meas}} = 20 \log_{10} \left(\frac{P_e}{P_{\text{er}}} \right) \quad (1)$$

ここで、 SPL_{meas} は計測された SPL、 P_e は測定されたジェット騒音の実効音圧である。 P_{er} は人間の最小可聴音圧であり、 $P_{\text{er}} = 2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ である。

ノズル縮小模型を用いた騒音計測結果から実機騒音の SPL を算出するためには、ノズルスロート寸法の補正ならびに騒音計測距離の補正、エンジン数の補正、大気 の体積粘性による減衰の補正を行う必要がある。実機騒音の SPL は以下の式を用いて算出される。

$$\begin{aligned} \text{SPL}_{\text{full scale}} = & \text{SPL}_{\text{meas}} - 10 \log_{10} \left(\frac{A_{\text{small}}}{A_{\text{full scale}}} \right) + 20 \log_{10} \left(\frac{R_{\text{small}}}{R_{\text{full scale}}} \right) \\ & + 10 \log_{10}(n) + R_{\text{small}}[\text{AA}_{\text{small}}] - R_{\text{full scale}}[\text{AA}_{\text{full scale}}] \end{aligned} \quad (2)$$

ここで、 A はノズルスロート断面積、 n は実機 HST のエンジン数、 R は計測距離、 $[\text{AA}]$ は大気 の体積粘性による減衰量を示す。大気 の体積粘性による減衰は、騒音の周波数が高い程、減衰量が増加する。大気 の体積粘性による減衰量の計算には Shield と Bass ら⁽²⁴⁾ の計算を用いた。添え字の small は縮小模型ノズルを用いた音響場模擬実験における値を示す。添え字の full scale は実機 HST の騒音計測における値を示す。

ジェット騒音の周波数はノズルスロート寸法により変化する。ノズル縮小模型を用いた実験において、計測されるジェット騒音は実機騒音より周波数が高い。そのため実機騒音を推算するには、実機騒音の周波数を算出する必要がある。実機騒音の周波数は、以下の式で算出される。

$$f_{\text{full scale}} = \frac{f_{\text{small}}}{\left(\frac{A_{\text{full scale}}}{A_{\text{small}}} \right)^{\frac{1}{2}}} \quad (3)$$

ここで f_{small} はノズル縮小模型のジェット騒音の周波数を示す。 $\left(\frac{A_{\text{full scale}}}{A_{\text{small}}} \right)^{\frac{1}{2}}$ は実機 PCTJ エンジンとノズル縮小模型のノズルスロート寸法の比を示す。

また、SPL を積分することで Overall Sound Pressure Level (OASPL) が求められる。本研究では OASPL の積分周波数の上限を 140 kHz とした。

2-3-2. Perceived noise level

人間の可聴域は 20 Hz から 20 kHz である。特に 2 kHz から 5 kHz の周波数域に対して聴覚の感度が高い。騒音の評価を行う場合、人間の感覚で評価することが必要である。人間の感覚による騒音の強さは Perceived Noise Level (PNL)⁽²⁵⁾ で表わされる。PNL の算出手順を以下に示す。

図 9 に Noisiness 等高線を示す。縦軸は 1/3 オクターブバンド SPL、横軸は周波数 f を示し、曲線は Noisiness 等高線を示す。Noisiness は騒音のやかましさを表わす物理量であり、人間の聴覚感度に基づく。中心周波数 1 kHz のオクターブバンド SPL が 40 dB の場合、Noisiness を 1 noy とする。ジェット騒音の 1/3 オクターブバンド SPL を取得し、図 9 のグラフから騒音のやかましさを表わす Noisiness を求める。図 9 の曲線から i 番目の 1/3 オクターブバンドに対する Noisiness $N(i)$ を求める。次に全周波数域での Noisiness N_t を以下の式から求める。

$$N_t = N_m + 0.15[\sum_{i=1}^n N(i) - N_m] \quad (4)$$

ここで、 N_m は $N(i)$ の最大値を示す。 N_t を用いて以下の式から PNL を計算する。

$$\text{PNL} = 40 + 10 \log_2 N_t \quad (5)$$

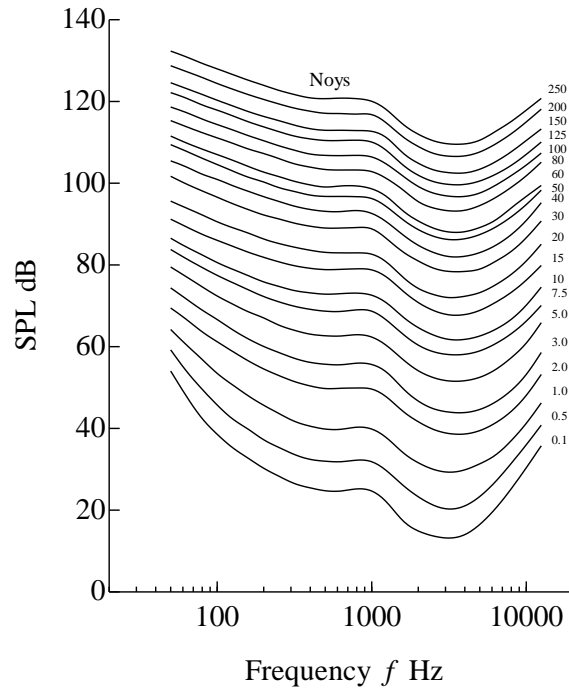


図9 Noisiness 等高線

2-3-3. Effective perceived noise level

人間は騒音を聞いている時間が長い程うるさく感じるため、航空機騒音のような単発騒音が発生する場合には、騒音への曝露時間と人間の聴覚感度を考慮した評価が必要となる。曝露時間と人間の聴覚感度を考慮した騒音の強さは Effective Perceived Noise Level (EPNL) ⁽²⁵⁾ で表わされる。EPNL は、時々刻々と変化する PNL の最大値から-10 dB 以内の PNL を 0.5 秒毎にエネルギー積分することで求められる。EPNL は以下の式から算出される。

$$EPNL = 10 \log_{10} \left[\sum_{i=1}^n 10^{\frac{PNL(i)}{10}} \right] - 13 \quad (6)$$

3. 結果および考察

3-1. ノズル縮小模型の騒音放射特性

図 10 にノズル縮小模型の OASPL 分布を示す。計測距離は 0.5 m である。表 1 で示すように、ジェット速度およびジェットマッハ数は実機 PCTJ エンジンと一致させており、実機 PCTJ エンジンの音響場が模擬されている。ただし、ノズルスロート寸法の補正、エンジン数の補正は行っていない。OASPL の積分周波数は 140kHz までとした。なお、グラフのスケールは全て同じである。図 10 a) に注目すると OASPL のピーク角度はランプ方向では 115 deg、カウル方向では 130 deg となる。矩形極超音速ノズルのランプは 6.2deg の傾きを有する。このためジェットがランプ側に傾き^(10, 11)、OASPL のピーク角度もランプ側に傾くと考えられる。また、カウル方向とランプ方向の OASPL のピーク値を比較するとおおよそ同じである。側壁方向のピーク OASPL はカウル方向、ランプ方向よりおよそ 6 dB 低い値である。矩形極超音速ノズルのノズルスロートはアスペクト比 7.14 の扁平な形状を有しており、側壁方向への音響放射は比較的小さくなったと考えられる。

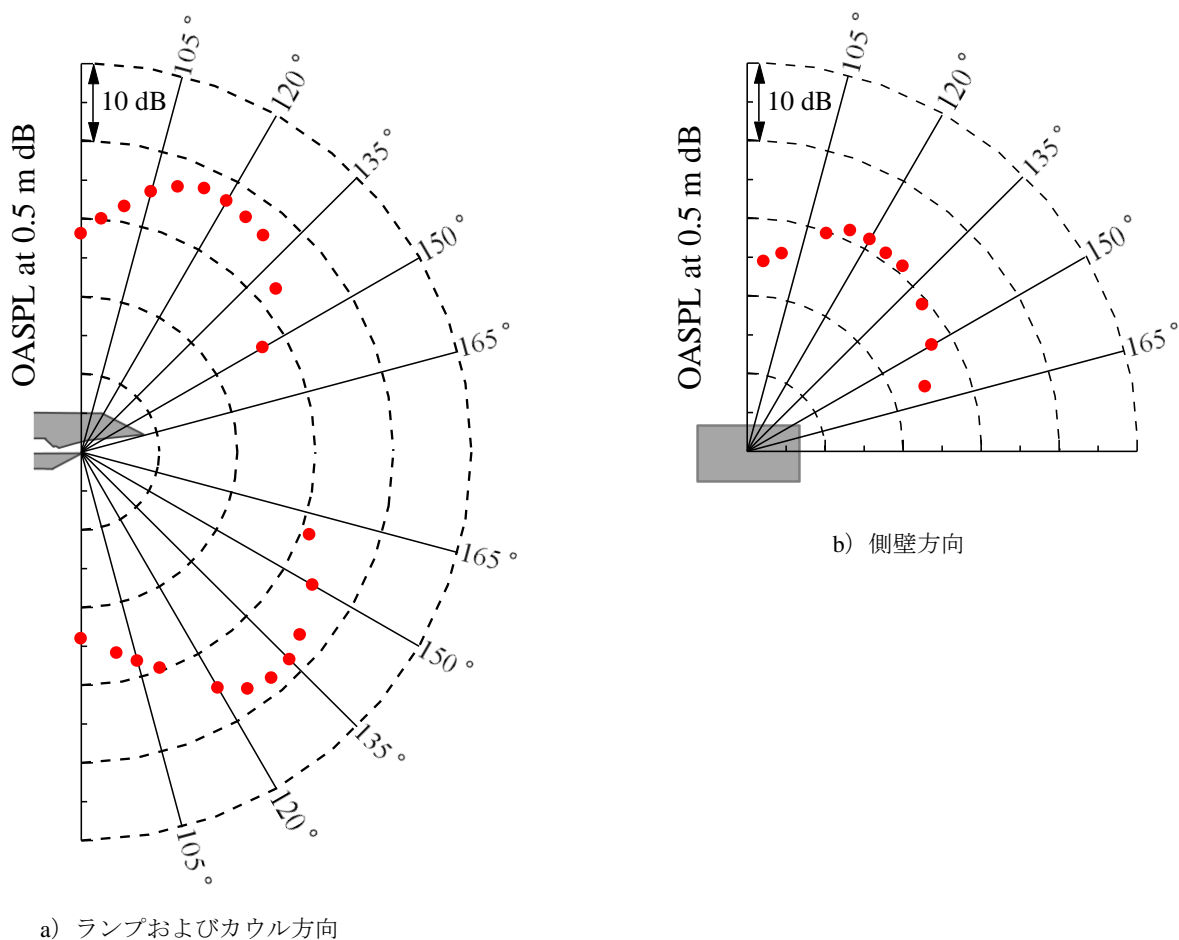


図 10 ノズル縮小模型の OASPL 分布

図 11 にノズル縮小模型の騒音スペクトルを示す。計測方向はランプ方向、カウル方向、側壁方向の 3 方向である。横軸は 1/3 オクターブバンド中心周波数、縦軸は大気体積粘性による減衰の補正を行った SPL である。また、図 11 の各グラフは、 $\theta_{\text{inlet}} = 90 \text{ deg}$ の騒音スペクトルと図 10 に示した OASPL 分布のピーク角度での騒音スペクトルを示している。計測距離は 0.5 m である。マイクロフォンの周波数特性により 140 kHz より高い周波数の騒音は計測できない。そのため、相似スペクトル⁽²⁶⁻²⁹⁾を用いて 140 kHz より高周波数の成分を外挿した。外挿した値を含むデータは白抜きのプロットで表示す

る。なお、グラフのスケールは全て同じである。このノズル縮小模型の騒音スペクトルにノズルスロート寸法の補正、計測距離の補正、エンジン数の補正、大気の体積粘性による減衰の補正、周波数の補正を行うことで実機騒音スペクトルが算出される。

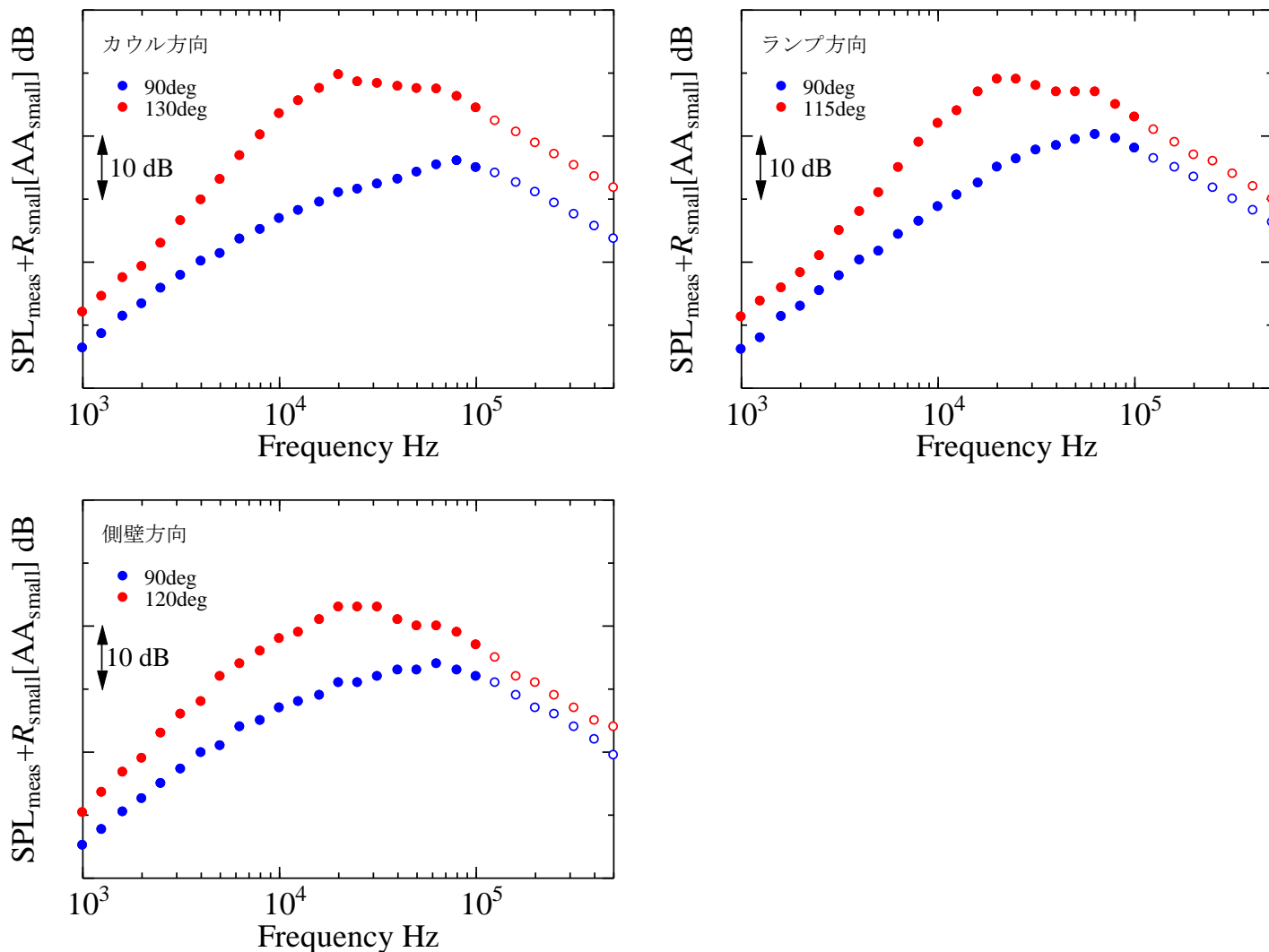


図 11 ノズル縮小模型の騒音スペクトル

3-2. 実機 HST の騒音放射特性

図 12 に実機 HST の騒音スペクトルを示す。横軸は実機寸法に補正した 1/3 オクターブバンド中心周波数、縦軸はノズルスロート寸法の補正、計測距離の補正、エンジン数の補正、大気の体積粘性による減衰の補正を行った SPL である。計測方向はランプ方向、カウル方向、側壁方向の 3 方向である。ノズルスロート高さ H は、241 mm, 483 mm, 965 mm である。計測距離は計測角度ごとに異なり、flyover 地点から機体までの距離となっている。図 11 と同様に騒音スペクトルの高周波成分を外挿しており、外挿した値を含むデータは白抜きのプロットで表示する。なお、グラフのスケールは全て同じである。

人間の可聴域は 20 Hz から 20 kHz であり、2 kHz から 5 kHz において最も感度が高い。ノズルスロート高さ H が増大するに伴い、騒音スペクトルは低周波数側にシフトし、人間の聴覚感度が高い周波数域からジェット騒音の周波数域が遠ざかっていくことが分かる。また、図 12 の各騒音スペクトルの高周波側においてスペクトルの形状が一致していない。これは大気の体積粘性による減衰により、高周波数側の SPL が減少したためである。この実機騒音スペクトルに、時々刻々と変化する航空機の姿勢ならびに人間の聴覚感度の補正を行うことで、実機 HST の PNL 時間変化を算出する。

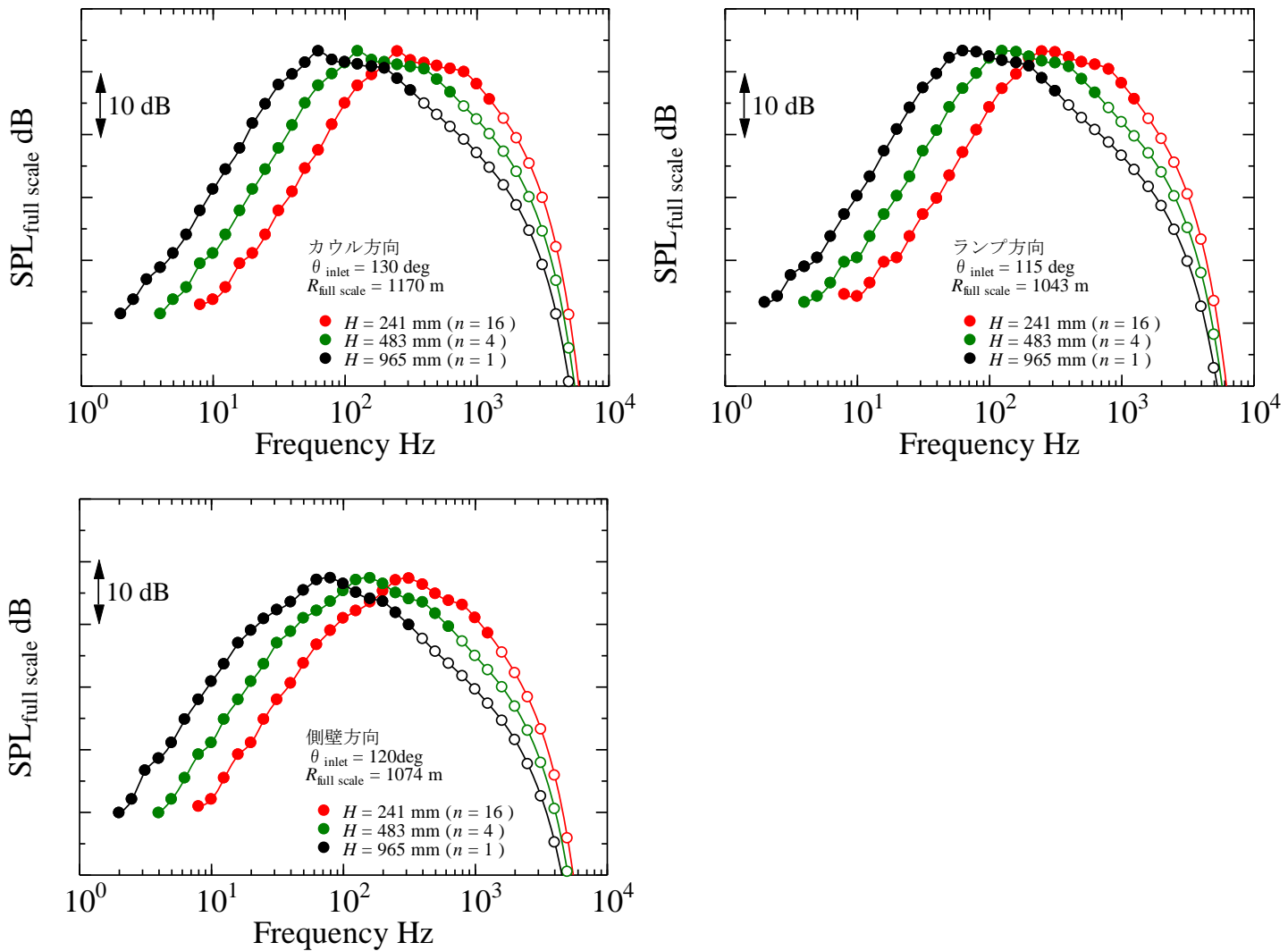


図 12 実機 HST の騒音スペクトル

3-3. 実機 HST の PNL 時間変化

図 13 に実機 HST の PNL 時間変化を示す。横軸はブレーキリリース後の経過時間、縦軸は flyover 地点での PNL である。ノズル設置方向はランプ下向き、カウル下向き、側壁下向きである。ノズルスロート高さ H は、241 mm, 341 mm, 483 mm, 683 mm, 965 mm である。なお、グラフのスケールは全て同じである。HST の接近に伴い PNL は増大し、HST が頭上を通過した後、PNL は減少する。この 1 回の離陸イベントで曝露される騒音の内、PNL 最大値から -10 dB 以内の PNL を 0.5 秒毎にエネルギー積分したものが EPNL である。図 13 に示すグラフでは、PNL 最大値から -10 dB 以内の値を実線で表示し、その他の値は破線で表示する。

図 13 よりノズルスロート高さ H の増大に伴い PNL の最大値が減少していることが分かる。これは、ノズルスロート高さ H が増大することで、人間の聴覚感度の高い周波数域から、実機騒音の周波数域が遠ざかるためである。ただし、ノズルスロート総断面積は一定のため OASPL は一定であることに注意されたい。ノズル設置方向により PNL 時間変化のグラフ形状および PNL 最大値を与える時間が異なる。これは図 10 に示すように、OASPL の最大値を与える放射角度がカウル方向、ランプ方向、側壁方向で異なるためである。また、ノズル設置方向がランプ下向き、カウル下向きの場合、PNL 最大値はおおよそ同じ値である。これは図 10 において、ランプ方向、カウル方向の OASPL 最大値がおおよそ同じであるためと考えられる。一方、側壁下向きの場合は、他のノズル設置方向より PNL 最大値がおおよそ 5 dB から 6 dB 低い値となっている。図 10 より、

側壁方向の OASPL 最大値はカウル方向，ランプ方向よりおよそ 6 dB 低いため，PNL 最大値も同様に低くなったと考えられる。

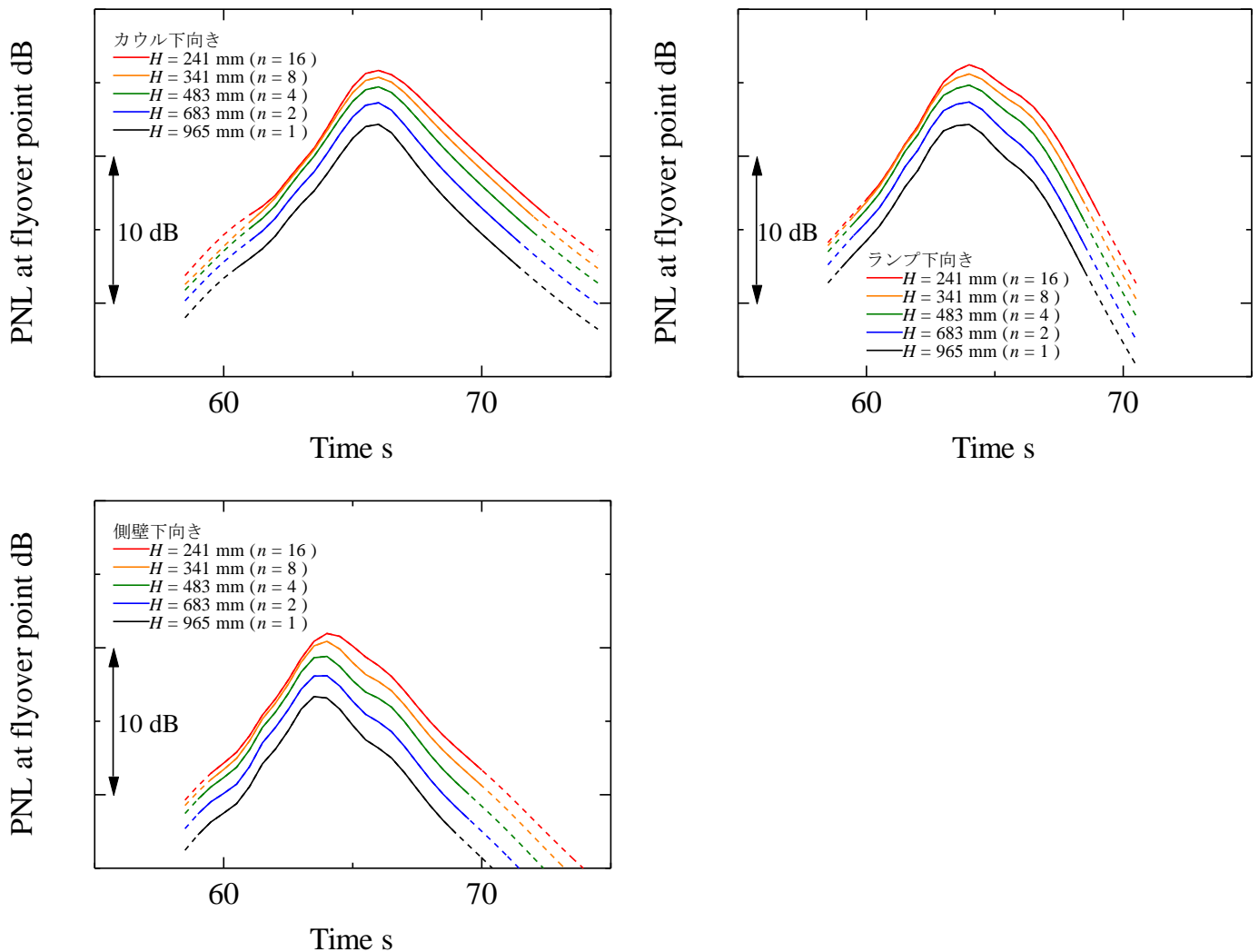


図 13 実機 HST の PNL 時間変化

3-4. 実機 HST の離陸騒音

図 14 に flyover 地点における EPNL を示す。横軸はノズルスロット高さ H ，縦軸は flyover 地点での EPNL である。ノズル設置方向はランプ下向き，カウル下向き，側壁下向きである。ノズルスロット高さが 965 mm の場合に EPNL は最小である。図 14 よりノズルスロット高さ H が増大するに従い，EPNL は減少することが分かる。これは，ノズルスロット高さ H の増大による実機騒音の周波数低下によって，PNL が減少したためである。ただし，ノズルスロット総断面積は一定のため OASPL は一定であることに注意されたい。ノズルスロット高さ H をより増大することで更に EPNL を減少させることができると考えられる。ノズル設置方向がカウル下向き，ランプ下向きの場合，EPNL はおよそ同じ値となっている。図 13 より，カウル下向き，ランプ下向きにおける PNL 最大値はおよそ同じ値であり，PNL 時間変化のグラフ形状は異なるが，グラフ実線部分のエネルギー積分値はおよそ同じ値となる。このため，カウル下向き，ランプ下向きにおいて EPNL はおよそ同じ値になったと考えられる。また，ノズル設置方向が側壁下向きの場合，他のノズル設置方向と比較して EPNL がおよそ 5 dB 低い。これは，図 13 より側壁下向きの場合，PNL 最大値が他のノズル設置方向よりおよそ 5 dB から 6 dB 低いため，グラフ実線部分のエネルギー積分値が小さくなったことが原因と考えられる。

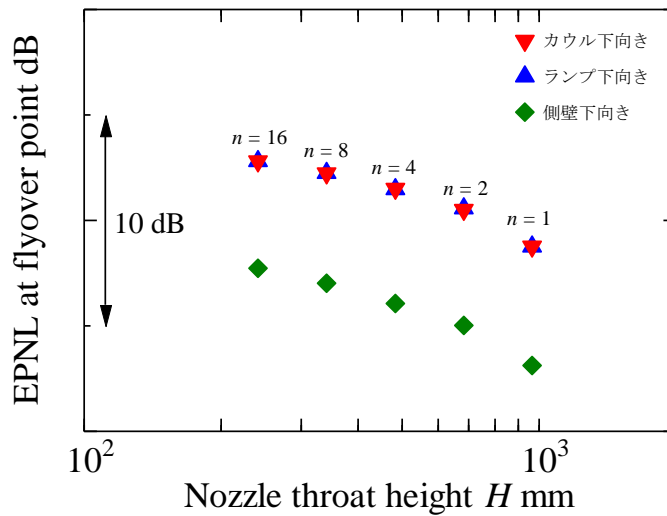


図 14 Flyover 地点における EPNL

4. 結言

本研究ではノズル縮小模型から噴出するヘリウムジェットを用いることで、実機の高温・高速ジェットの音響場を模擬し騒音計測を行った。騒音計測結果より、flyover 地点における実機 HST の PNL, EPNL を推算した。また、実機騒音推算を行うにあたり、3 種類のノズル設置方向、5 種類のエンジン数、および 5 種類のノズルスロート寸法を仮定し、実機 HST の PNL, EPNL を推算した。この際、ノズル総断面積は一定、すなわち推力は一定とした。騒音推算の結果から、EPNL が最小値となる推算条件は、ノズル設置方向は側壁下向き、ノズルスロート高さ $H = 965$ mm である。さらに、ノズル設置方向により PNL, EPNL は変化し、ノズル設置方向が側壁下向きの場合において、他のノズル設置方向より PNL, EPNL がおよそ 5 dB 低い値となる。また、ノズルスロート高さ H の増大によって、人間の聴覚感度の高い周波数域から、実機騒音の周波数域が遠ざかる。このため、ノズルスロート高さ H の増大に伴い、実機 HST の PNL, EPNL は減少する。ノズルスロート高さ $H = 241$ mm の条件とノズルスロート高さ $H = 965$ mm の条件における EPNL を比較すると、その差はおよそ 4 dB である。本研究ではノズルスロート総断面積一定の条件もと推算しており、OASPL は一定である。よってノズルスロート高さ H の増大により、OASPL は変化せず PNL, EPNL だけが減少する。

参考文献

- [1] Takayuki Kojima, Hiroaki Kobayashi, Hideyuki Taguchi, Katsuyoshi Fukiba, Kazuhisa Fujita, Hiroshi Hatta, Ken Goto and Takuya Aoki, "Design Study of Hypersonic Components for Precooled Turbojet Engine," *15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2008-2504, Dayton, OH, 2008.
- [2] Hiroaki Kobayashi, Shujiro Sawai, Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Katsuyoshi Fukiba, Kazuhisa Fujita and Tetsuya Sato, "Hypersonic Turbojet Engine Design of a Balloon-Based Flight Test Vehicle," *15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2008-2620, Dayton, OH, 2008.
- [3] Hideyuki Taguchi, Kenya Harada, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Motoyuki Hongoh, Daisaku Masaki, Shujiro Sawai, and Yusuke Maru, "Firing Test of a Hypersonic Turbojet Engine Installed on a Flight Test Vehicle," *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2009-7311, Bremen, Germany, 2009.
- [4] Takayuki Kojima, Hiroaki Kobayashi, Hideyuki Taguchi, and Ken Goto, "Design and Fabrication of Variable Nozzle for Precooled Turbojet Engine," *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2009-7312, Bremen, Germany, 2009.
- [5] Hidemasa Miyamoto, Akiko Matsuo, Takayuki Kojima and Hideyuki Taguchi, "Numerical Analysis of Rectangular Plug Nozzle Considering Practical Geometry and Flow Conditions," *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2007-0031, Reno, NV, 2007.
- [6] Katsuyoshi Fukiba, Shou Inoue, Hidetoshi Ohkubo, and Tetsuya Sato, "New Defrosting Method Using Jet Impingement for Precooled Turbojet Engines", *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 23, No. 3 2009, pp. 533-542.
- [7] Shunsuke Nishida, George Ianus, Hisashi Taneda, Shonosuke Kita, Hideyuki Taguchi, Masafumi Utsumi., Takeo Okunuki, Mikiya Araki, Shuhei Takahashi, Osamu Imamura, Mitsuhiro Tsue, "Measurements of Combustion and NOx Emission Characteristics in Afterburner of Pre-Cooled Turbo Jet," *28th International Symposium on Space Technology and Science*, ISTS 2011-a-46, Okinawa, Japan, 2011.
- [8] Hiroaki Kobayashi, Shoji Sakaue, Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Shunsuke Araki, Takakage Arai and Ryosuke Saito, "Mixing Enhancement on the Afterburner with Fuel Injection Struts for Hypersonic Vehicle," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2011-2328, San Francisco, CA, 2011.
- [9] Mikiya Araki, Masayuki Fukuda, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seiichi Shiga, "Feasibility of Aerodynamic-Tab Jet Noise Suppressors in a Hypersonic Nozzle at Takeoff," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 3, 2012, pp. 751-755.
- [10] Mikiya Araki, Masahiro Tsukamoto, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi and Seiichi Shiga, "Thrust Measurement of a Rectangular Hypersonic Nozzle Using an Inclined Baffle Plate," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 6, 2012, pp. 1258-1267.
- [11] Mikiya Araki, Yasuhiro Ijuin, Shunsuke Nishida, Osamu Imamura, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seiichi Shiga, "Mean-Flow and Acoustic Characteristics of Cold-Jets Issuing from a Rectangular Hypersonic Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 1, 2014, pp. 221-232
- [12] Mikiya Araki, Yasuhiro Ijuin, Shunsuke Nishida, Osamu Imamura, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seiichi Shiga, "Acoustic Simulation of Hot-Jets Issuing from a Rectangular Hypersonic Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 3, 2014, pp. 820-833.
- [13] M.J. Lighthill, "Jet Noise," *AIAA Journal*, Vol. 1, No. 7, 1963, pp. 1507-1517.
- [14] Lord, W.K., Jones, C.W., and Stern, A.M., "Mixer Ejector Nozzle for Jet Noise Suppression," AIAA Paper 90-1909, (1990).
- [15] Oishi, T., Tsuchiya, N., Nakamura, Y., Kodama, H., and Kato, D., "Research on Noise Reduction Technology," *IHI Engineering Review*, 38, 51-57 (2005).

- [16] Fujitsuna, Y., and Tsuji, Y., "Research and Technology Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next Generation Supersonic Transport (ESPR Project)," 24th International Congress of The Aeronautical Sciences (ICAS2004), (2004).
- [17] 中村良也, ジェットエンジン騒音のフィールド計測, "ながれ," 26, 29-34 (2007).
- [18] 村木瑞穂, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, 志賀聖一, "スリット噴射が矩形極超音速ノズルからの排気騒音に及ぼす影響," 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 61, No. 5, 2013, pp. 141-149.
- [19] 村木瑞穂, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, 志賀聖一, ゴンザレス ファン, "スリット噴射が極超音速ノズルから噴出する超音速噴流の不安定性に及ぼす影響," 日本航空宇宙学会論文集, 印刷中.
- [20] Kevin W. Kinzie and Dennis K. McLaughlin, "Measurements of Supersonic Helium/Air Mixture Jets," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 11, 1999, pp. 1363-1369.
- [21] Dimitri Papamoschou and Marco Debiasi, "Noise Measurements in Supersonic Jet Treated with the Mach Wave Elimination Method," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 2, 1999, pp. 154-160.
- [22] Michael J. Darty, 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.
- [23] Dimitri Papamoschou, "Acoustic Simulation of Coaxial Hot Air Jets Using Cold Helium-Air Mixture Jets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 375-381.
- [24] Shields, F. D., and Bass, H. E., "Atmospheric Absorption of High Frequency Noise and Application to Fractional-Octave Band," NASA CR 2760, June 1977.
- [25] Harvey H. Hubbard, "AEROACOUSTICS OF FLIGHT VEHICLES Theory and Practice volume 2: Nooise Control," Acoustical Society of America, 1995, pp. 8-12.
- [26] Christopher K.W. Tam, Michel Golebiowski and J.M. Seiner, "On the Two Components of Turbulent Mixing Noise from Supersonic Jets," *2nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA 96-1716, State College, PA, 1996.
- [27] Christopher K.W. Tam and K.B.M.Q. Zaman, "Subsonic Jet Noise from Nonaxisymmetric and Tabbed Nozzles," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 4, 2000, pp.592-599.
- [28] Milo D. Dahl, and Dimitri Papamoschou, "Analytical Predictions and Measurements of the Noise Radiated from Supersonic Coaxial Jets," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 4, 2000, pp. 584-591.
- [29] Christopher K.W. Tam, K. Viswanathan, K.K. Ahuja and J. Panda, "The Sources of Jet Noise: Experimental Evidence," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 615, 2008, pp. 253-292.