

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

YJ69 ターボジェットエンジンの屋外騒音試験

石井 達哉, 生沼 秀司, 長井 健一郎, 武田 克巳

2009年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

YJ69 ターボジェットエンジンの屋外騒音試験*

石井 達哉^{*1}、生沼 秀司^{*1}、長井 健一郎^{*1}、武田 克巳^{*1}

The Outdoor Noise Test of YJ69 Turbojet Engine*

Tatsuya ISHII^{*1}, Hideshi OINUMA^{*1}, Kenichiro NAGAI^{*1} and Katsumi TAKEDA^{*1}

ABSTRACT

Outdoor noise test of a jet engine is useful for noise reduction research because it provides an opportunity to demonstrate elemental technologies on severer and more practical conditions. The Clean Engine Project of JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) focusing upon environmental factor such as NOx, CO2 and Noise emitted from future jet engines, has implemented noise reduction study by both computational approach and experimental one. In the experimental sector, noise from jet, fan and so on is investigated with an engine demonstrator in outdoor environment as well as a scaled model in the anechoic facility. With the engine demonstrator, the YJ69 turbo-jet engine, we began fundamental measurement of noise level. Noise reduction study of mechanical devices for jet noise is undergoing. This report reviews facility, test sites and test setup in the past tests.

Keywords: Jet Engine, Outdoor Noise Test, Jet Noise, Fan Noise, Noise Reduction, Clean Engine Project

概 要

過酷かつ実践的条件下で技術実証の機会を提供できる点で、ジェットエンジンの屋外騒音試験は有意義といえる。JAXA（宇宙航空研究開発機構）におけるクリーンエンジン事業は、将来型ジェットエンジンから排出される窒素酸化物、二酸化炭素、騒音といった環境因子に着目し、騒音については計算と実験の両手法による騒音低減研究を実施している。その実験部門では、ジェットやファン等の騒音が屋外環境下のジェットエンジンデモンストレータ並びに音響設備内での模型を使って研究がなされている。最初のデモンストレータである YJ69 エンジンによる試験は、基礎的な騒音レベル計測に始まり、現在ではジェット騒音の機械式デバイスの性能評価の段階にある。本報は、これまで行われた試験に基づいて試験設備、試験場、装置、方法を概説する。

1. はじめに

1.1. エンジン騒音

航空機用エンジンの環境適合性、即ち静かで排出物が少ないという性能は、現在のみならず将来も強く望まれている。窒素酸化物や二酸化炭素の排出物とは異なり、騒音は人間の聴覚に直接働きかけるため、問題が顕在化しやすい。エンジンを含めた航空機騒音は、超音速航空機のソニックブームは別として、空港環境騒音つまり離着陸時に地上にどの位の騒音暴露をもたらすかが主な関心事となる。国際協調の立場では、国際民間航空機関（International Civil Aviation Organization ; ICAO）の航空環境保全委員会（Committee on Aviation Environment ; CAEP）による規制が強化され、2006 年 1 月以降に型式証明を申請する航空機には、①従来の Chapter3 遵守に加えて、②三計測点の累積評価マージンが 10EPNL（実効

感覚騒音レベル Effective Perceived Noise Level) dB 以上、③少なくとも二計測点の評価マージンの和が 2EPNdB 以上という Chapter4 が適用され⁽¹⁾⁽²⁾、規制強化の趨勢にある。

航空機騒音のうち、エンジン騒音は離陸時にはエンジン排気によるジェット騒音が支配的となる。そのエネルギーレベルは概ね速度の 8 乗に比例するとされ、音響面では高速排気を生み出すターボジェットエンジンは不利となる⁽³⁾。推進効率等の改善を図ったターボファンエンジンの導入によって、高速のジェットと低速のファン排気とが混合される結果、平均排気速度が低下し、ターボジェットエンジンに比べて大幅な騒音低減が可能となり、過去数十年で 20EPNdB 以上の低減がもたらされてきた。

ジェット騒音については、シェブロンノズル又はその改良型の実証試験がなされ、ファンも含めた排気ジェットの騒音低減への一層の取り組みが継続されている⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

* 平成 20 年 12 月 26 日 受付 (Received 26 December, 2008)

*1 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム (Clean Engine Team, Aviation Program Group)

一方、着陸進入時には一般にエンジンレートが低下する関係でジェット騒音の寄与は相対的に減少し、ファン、圧縮機騒音の影響が相対的に増加する。圧縮機等の回転機械特有の騒音については、動静翼間隔調整、翼枚数最適化、多自由度吸音壁などが基本的な対策であるが、エンジンやナセルの重量・寸法の増加を覚悟しなければならない⁽⁶⁾

1.2. 背景

低騒音化研究には、モデル試験による低減手段の選択や設計検討を行う段階と、エンジンを使った概念実証をする段階に大別される。両者は試験規模、実行サイクル、費用、データの性質が異なり、それぞれの特長を活かした試験を並行させることが望ましい。

当機構のエンジン研究開発部門では、旧通商産業省時代の FJR プロジェクト以来、ジェットエンジンを使った屋外騒音試験^{(7)~(10)} (図 1) が行われず、実証試験に関わるノウハウやエンジンデータの蓄積ができないという問題を抱えていた。FJR プロジェクト終了以降、騒音低減に関する幾つかの技術概念が基礎研究レベルで継続されてきた。例えば、タブ/エジェクタによる超音速ジェット騒音低減、ファン騒音能動制御、マイクロホンアレイによる音源探査等^{(11)~(15)}であり、いずれもエンジンを使った試験に移行する段階にあった。

エンジンを使った試験を再開するきっかけとなったのは、米国テレダイン社製 YJ69-T406 ターボジェットエンジン (図 2) を採用したことである。当機構では、将来の航空輸送の旅客増加と高速化要求をにらみ、超音速輸送機の実証研究が進められてきた。その研究の第一段階として、数値流体力学を活用した機体形状設計を実証するロケット実験機が試作され、2005 年 10 月に成功裏に飛行実証を完了した⁽¹⁶⁾。ロケット実験機の後継としてジェット実験機が計画されており、その推進装置として当該 YJ69 ターボジェットエンジンが導入された。

エンジンの導入後、屋内試験設備及び高空環境試験設備での試験が実施され、次の段階として飛行試験を想定した屋外エンジン運転試験技術の蓄積が必要となった。屋外運転試験の際にはエンジン騒音特性についても把握する必要があるが、当初は何ら基準となるデータがない状態であった。そこで、エンジン屋外試験技術の蓄積とエンジン騒音のデータ取得という二つの目的を果たすために一連の屋外運転試験が開始されることとなった。

1.3. 試験経過

現在までの年度毎の試験内容を表 1 に示す。屋外試験では周囲環境への影響を見極める必要があるため、初年度 (2003 年度) は敷地境界での騒音レベルを調べる予備

試験から開始した。予備試験では、エンジンを初めて屋外で運転することもあり、排気偏向部を設けた点、回転レートを制限した点、排気騒音の計測点数が少ない点など限定的であったものの、次年度以降の騒音試験時の影響予測をするための測定値を得た。

2004 年度からは、試験場を能代多目的実験場に移して、エンジン騒音の周波数特性や指向性を調べる放射音計測を開始した。放射音計測はエンジンを中心とする同一半径上に複数のマイクロホンを設置し、エンジン回転数毎に音を同時収録する標準的な計測である。周波数分析を基に、1/3 オクターブバンドレベル等の周波数特性や指向性分布の取得を行った。マイクロホンによる騒音計測の他に、エンジン回転数に同期した燃焼器内部圧力変動の計測も試みられている。

2005 年度からは、ジェット騒音低減装置の性能評価も試験項目に追加され、タブ (Tab) と呼ばれる棒状の突起物が排気パイプ後端からブルームに挿入された。騒音低減技術に加えて、計測支援技術として遠隔計測監視装置の試用を開始した。これは、エンジン運転中に任意の地点の音響計測やエンジン側の異常監視について人間を介在させずに遠隔操作で行いたいという安全上の要望に応じたものである。後にデジタル画像圧縮転送とモーション制御とを統合した専用基板を採用して、無線 LAN 経由で円滑な操作と音声データ収集が可能となった^{(17),(18)}。

2006 年度からは、ジェット騒音抑制装置として排気ノズルの開口断面積を可変とするノズル (Variable Nozzle) の騒音計測を開始した。騒音計測については、排気ジェットと地面の干渉、排気流の廻りこみ、吸気側の地面効果などを抑制することを目的として高所架台を導入した。放射音の計測点数も増加させてデータの充実を図っている⁽¹⁹⁾。

2007 年度には、可変ノズルの推力損失を考慮して、低開度でのパラメータ計測を実施した他、放射騒音に係る排気後方速度分布の計測を開始した。また、排気ブルームへの水注入の影響を調べるべく、ノズル後方で複数箇所から水を噴射する試験を開始した。

2008 年度は、石川島播磨重工業^(株)との共同研究体制の下でノッチノズルの騒音試験を実施した。

1.4. 本報の内容

上記の通り、YJ69 エンジンを用いた屋外騒音試験は 2003 年に開始されて現在に到る。試験内容はエンジン単体の騒音計測から騒音低減装置の試行へと推移し、計測手段、データ点数、供試体の改良も施されている。本報は、個々の騒音データの提示と考察に先立って、これまでの屋外騒音試験の方法を概説し、騒音測定結果を使って周囲への影響について簡単な考察を加える。



図 1-1. FJR710 エンジン



図 1-2. FJR エンジン屋外運転試験



図 2-1. YJ69-T406 エンジン

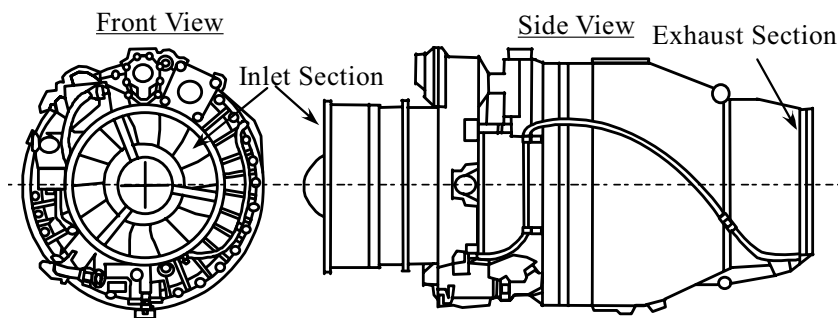


図 2-2. YJ69-T406 正面及び側面図

表 1. エンジン騒音試験の経過

| | 試験項目 | 試験場／期間（準備含） |
|-----------|---|-----------------------------------|
| 2002 年度以前 | ダクト内音響モード計測など | 航空推進 6 号館屋内試験設備 |
| 2003 年度 | 敷地境界騒音レベル測定 | 北海道大樹町多目的航空公園 9/19～9/28 |
| 2004 年度 | エンジン放射音計測 | 秋田県能代市 JAXA 多目的実験場 9/22～10/2 |
| 2005 年度 | タブ挿入時の放射音計測 遠隔計測監視装置 | 秋田県能代市 JAXA 多目的実験場 10/24～11/2 |
| 2006 年度 | 可変ノズル装着時の放射音計測 I エンジン放射音計測（高所架台） | 秋田県能代市 JAXA 多目的実験場 8/22～8/31 |
| 2007 年度 | 可変ノズル装着時の放射音計測 II 排気流れ場計測 排気への水噴射影響計測 | 秋田県能代市 JAXA 多目的実験場 8/21～8/30 |
| 2008 年度 | ノッチ付ノズル装着時の放射音計測 | 秋田県能代市 JAXA 多目的実験場 10/14～10/28 |

2. 供試エンジン及び騒音関連装置

2.1. YJ69-T406 エンジン

騒音試験に使用したエンジンは、米国テレダイン社製 YJ69-T406 であって、一軸ターボジェット形式のエンジンである。このエンジンは標的機用推進装置として 1960 年代から使用されており、本来の用途からも予想できる

ように堅牢な構造を有し、過酷な条件を課す研究開発用に適する。屋外騒音試験に使用されてきたエンジンは初号機（シリアル番号 T-E430242）及び 2 号機（同 T-E430121）である。初号機は 2003 年度の予備試験と 2004 年度に用いられ、2 号機は 2005 年度の機械式タブによる騒音影響試験から使用されている。2008 年度からは 4 号機（同

T-E430273) が使用されている。

エンジンの性能計測やそのデータについての詳細な解説は他報に譲ることとし、ここでは回転数及び推力変化について簡単にふれる。例えば、図 3-1 は、エンジンの負荷の具合を代表するレイティング (Rating) と修正回転数の計測例を表す。レイティングは試験計画の際に設定される制御運転時の設定値であって、%表記される。運転試験現場では、騒音計測実施、エンジン制御、可動機構作動等の判断基準となる。回転数や推力値は各レイティングにおいて A/D (Analog/Digital) 変換器を介して、サンプリング周期 10ms で収録される。図の修正回転数は、実測回転数を標準状態に補正されたものであって、エンジン性能を判断する基準値である⁽²⁰⁾。

$$N_{corr.} = \frac{N_{meas.}}{\sqrt{\Theta}} \quad \Theta: \text{大気温度比}$$

$$F_{corr.} = \frac{F_{meas.}}{\delta} \quad \delta: \text{大気圧力比}$$

図は、後述する基本形態で円形ノズル (Conical Nozzle) を使用した時の計測例である。図では定格回転数に対する修正回転数の割合を無次元回転数 (%) として表記している。これは、エンジン調達時の取り決め等に基づき、エンジン性能に関する具体的な数値 (回転数、推力、空気流量等) について明示的に記載することを差し控えるためである (以降、同様な記載がなされることをあらかじめ断っておく)。レイティングと修正回転数との間には良好な直線性が見られる。修正推力についても標準状態への補正を施して修正推力として整理する (図 3-2)。エンジン排気温度 (図 3-3) とともに検討すると、90%レイティング以上で推力並びに排気温度の増加が著しくなることが予想される。推力に影響されるジェット騒音量を評価するためには、より高いレイティングの試験結果が望ましい。その一方で、エンジン運転側としては、整備間隔、タービン寿命、周囲環境への影響度合を総合的に判断してレイティングの上限を決めている事情から、両者のバランスを取って定格回転数に対して 90%レイティングを原則とし、必要に応じて短期間の 95%レイティグ運転試験を試みるに止めている。

エンジンの中核部分は、一段の軸流圧縮機と遠心圧縮機とで構成される圧縮機、燃焼器、及び一段の軸流タービンで構成されるタービンとに大別される。回転騒音に関係する部位として、軸流圧縮機動翼並びに遠心圧縮機インデューサが考えられる。屋内運転試験設備にて、後述の基本形態エンジンを運転した時に計測した、エンジン周囲音の計測例を図 4 に表す。図は横軸に周波数 (Hz) を、縦軸に音圧レベル (Sound Pressure Level, 単位 dB)

を表す。ここで、SPL は一般に基準音圧 $20(\mu\text{Pa})$ に対する測定実効音圧 P_{RMS} の比の常用対数を使って表記する。

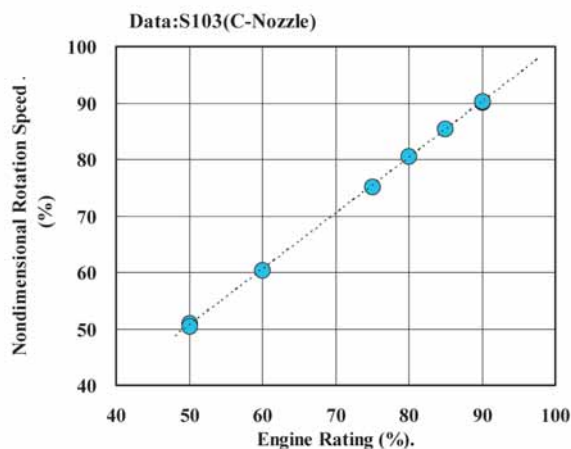


図 3-1. レイティング vs.修正回転数例

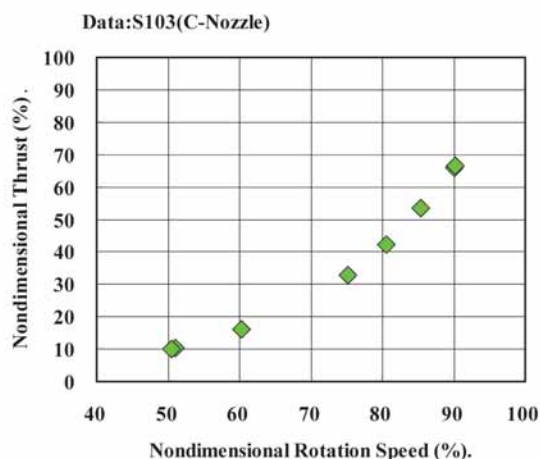


図 3-2. 修正回転数例 vs.修正推力例

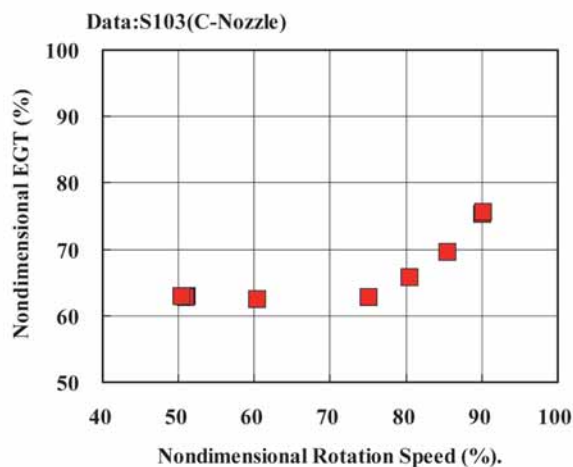


図 3-3. 修正回転数例 vs.修正排気温度例

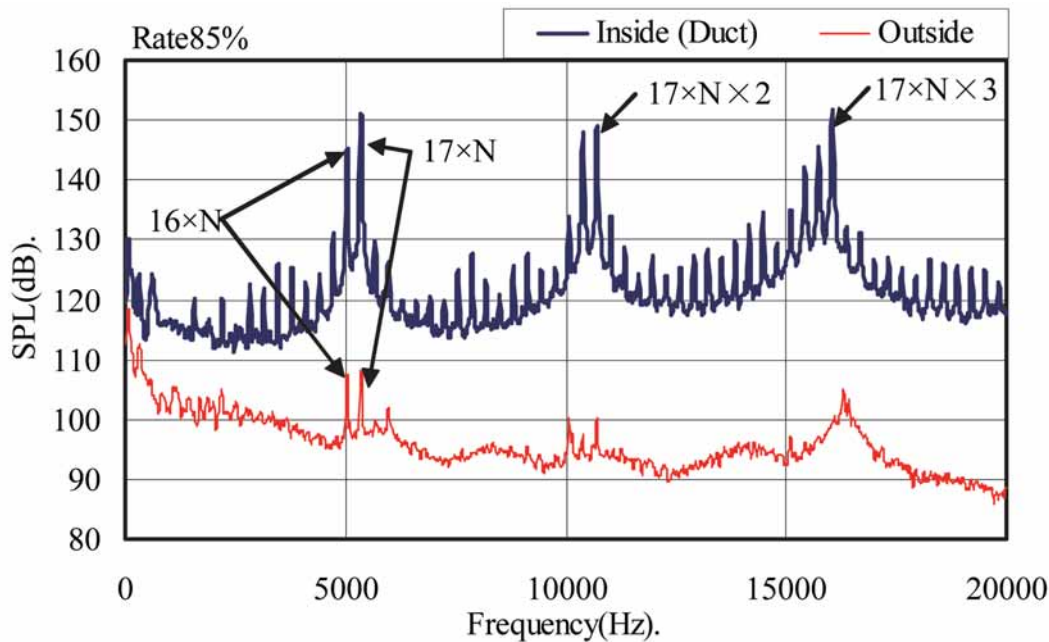


図 4. エンジンテストセル内計測例

$$SPL = 20 \log_{10} \left(\frac{P_{RMS}}{20 \times 10^{-6}} \right)$$

図中の二つのデータは、エンジン入口に取り付けたベルマウスに内壁面上で計測した音（図中 inside）とエンジン側方のマイクロホンスタンドにて計測した音（同 outside）の狭帯域周波数特性である。狭帯域周波数特性は、時系列信号を高速フーリエ変換（Fast Fourier Transform）したもので、定幅周波数分析となる。

計測時のエンジン回転数は 85% レイティング、離散周波数で 313Hz 相当に維持された。狭帯域周波数分析結果の 5350Hz、5035 Hz が夫々軸流圧縮機、遠心圧縮機動翼の翼通過周波数（Blade Passing Frequency）に対応するものと考えられる。圧縮機音については高調波まで 6dB 以上の信号雑音比で存在する。

2.2. 騒音関連装置

運転試験では、これらエンジン中核部分の吸気側にベルマウスを、排気側にジェットパイプを取り付けるのが基本形態である（図 5）。屋外騒音試験では、これら基本形態に必要な装置を付加する。

エンジン吸気側では、ベルマウスが流量測定と整流の役割を担っている。ベルマウス壁面には計測孔が二箇所設けられており、必要に応じて 1/4 インチマイクロホンを、その受圧面がベルマウス内壁面に面一になるように設置（通称、フラッシュマウント flush-mounted）することができる。ここでのマイクロホンは、圧縮機からベル

マウスに伝播する音の周波数特性や音圧レベルを調べる目的のものであって、音響モード構成を調べるものではない。ベルマウス前方には金網を円錐状にしたスクリーンが設けられている。このスクリーンは異物流入によるエンジンの損傷（FOD : Foreign Object Damage）を避けるためのものであって、入口乱れ（Turbulence）や偏流（Inlet Distortion）を抑制する装置（ICD : Inflow Control Device）^{(6),(21)}の機能はない。

ベルマウスとエンジン吸気口の間には、オプションとして音響モード計測並びに能動制御のための音響計測ダクト、二次音源ダクト、吸音ダクトを挿入することもできる（図 6）。これらは、吸入側圧縮機音が外部に放射される前に、ダクト伝播する過程で音を計測して構成モードを分析すること、及び二次音源で音の伝播を抑制することを試験するために用いられる。

音響計測ダクトは、圧縮機から発生する回転音響モード（Spinning Acoustic Mode）^{(22)~(24)}を含んだ音を同時計測するための部品であって、その壁面には合計 100 点以上の小孔（直径 2.3mm）が所定の間隔で設けられている。回転音響モードを調べるには、マイクロホンを先端に付けた計測レイク（Rake）を回転させながら同期計測する方法が半径方向モードを含めて知る上で有効であるが、計測レイク自身の後流と動翼との干渉やレイク破損による FOD を避けなければならない。音響ダクトを使って伝播音響モードを解析する方法は流れ場への影響を抑制する点で優れる。その一方で、観測点数が実験負荷を増大させ得るが、近年の低コスト圧力変換器の登場とデータ収録装置のチ

チャンネル当り単価減少によって、かかる多チャンネルの同時収録の負荷は軽減されつつある。ダクト上の各孔には小型圧力変換器（Sensym 製 SDX01D4）をその受圧孔がダクト内面と面一となるように取り付けることができる。

二次音源ダクトは、ファン音源から伝播する音響モードと二次音源で発生させる人工的な音響モードとを相殺させる装置である。二次音源は、音源からの音響モードと逆位相の音響モードを発生させる機能を有し、ダクト壁面に沿って円周方向に等間隔に 8 箇所千鳥配置で軸方向に 4 列備わっている。二次音源の駆動方式は、音響用ドライバユニット又は圧電素子を組み込んだ試作音源ユニットに交換できる。

吸音ダクトは、文字通りダクト伝播音を一定レベル抑制するための装置であって、最大 6dB の吸音をするための吸音材が孔開き壁面の内部に敷き詰められている。吸

音ダクトは、二次音源の音響出力が一次音源、つまり圧縮機、の発する音響モードの音響出力に満たないことを補償し、一次音源側の音響出力の調整を行う。つまり、二次音源と吸音ダクトの組み合わせは、騒音のベース部分を吸音処理した上で、特定周波数成分のみを二次音源で選択的に相殺するというデバイスの特長を補間しあったものであって、複合型騒音軽減法を構成する。

エンジン排気側には、テイルパイプが接続されている（図 7-1）。当該パイプは内径約 300mm の円管であって、その出口端は内径約 260mm まで縮流されたノズル（Conical Nozzle）を接続する。パイプ内部には、温度と圧力の計測用レイクが挿入されている。騒音抑制試験の際には、テイルパイプ端に騒音低減のためのタブや可変ノズルを取り付ける。

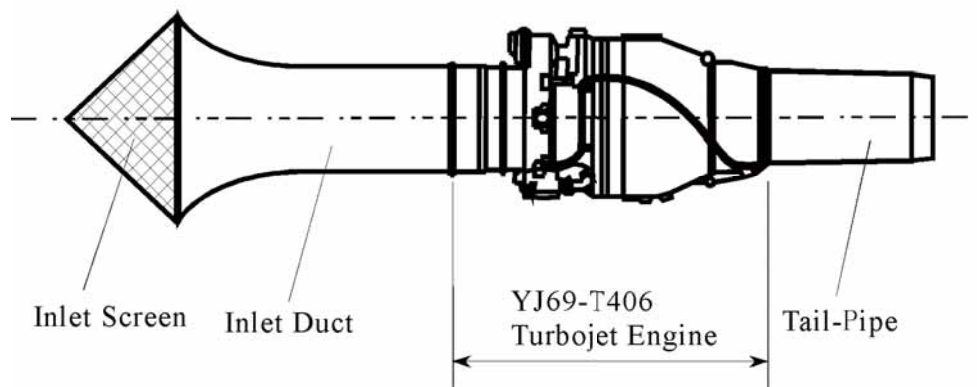


図 5.エンジン運転の基本形態

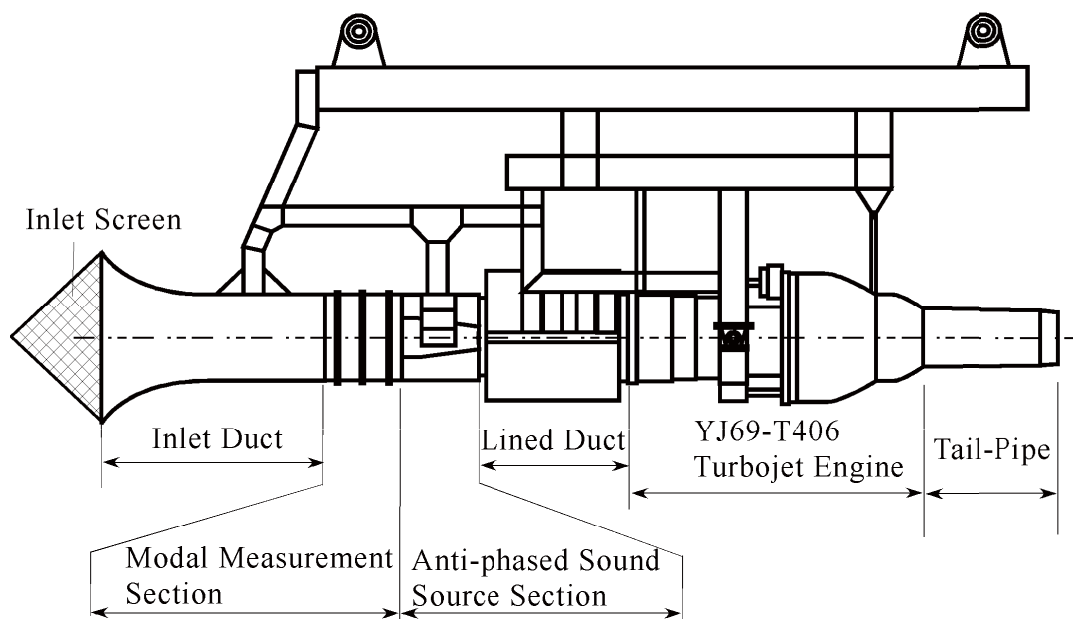


図 6.オプション形態

タブは、ノズルから流出する排気ブルームに突き出される小突起物の総称である。突起部分がブルームを遮る面積が小さいために、推力損失に与える影響を抑えつつ、一定の騒音低減を狙うことができる。タブは、高速ブルームと低速周囲空気との混合を促進することで、排気平均速度を下げて速度と相関のあるジェット騒音レベルを抑制することが期待される他、超音速ジェットの衝撃波関連騒音の一種である、スクリーチ音における音波と渦のフィードバック機構⁽²⁵⁾形成を妨げる効果も期待される。タブの種類は突起形状、挿入度合（ブロック係数）、取付け位置をパラメータとする。エンジン試験では、直径 6mm 又は 4mm の断面が円形で先端を丸めたものをノズル後端円周方向 4 箇所を設置した（図 7-1 写真）。

可変ノズルは、ノズル断面積を変更できる機構を備えている。試験に使用した可変ノズルは、断面積を広げつつノズル端部円周方向に複数の切り欠きを形成することに特徴を有する。このノズルは、前述のタブよりも大きな推力損失を被る半面、ブルームの平均速度低下によって、一層のジェット騒音低減を期待することができる。可変ノズルは、既存のテイルパイプと接続するパイプ部分、パイプ部分の後方においてノズルを含むパイプを円周方向に四分分割した可動部分、パイプとの接合部を支点として可動部分をパイプ外側に移動させる駆動源となるアクチュエータ群、で構成される（図 7-2）。可動部分がノズル中心軸に対して成す角度が 0 度の時を開度 0%、可動部分が成すことのできる最大の角度 10 度の時を開度 100% と定義し、その中間の開度については線形補間した数値で表記する。開度 0% の形態は円形ストレートノズルに相当するが、可動部分内部の冷却層部分や可動

部分先端の切欠部の存在のために、基本形態の円形ノズルとは、騒音データにおいて相違する。

エンジン本体とは別個であるが、水噴射装置や排気流計測装置も騒音関連の付帯装置の範疇に入る。水噴射装置は、エンジン試験においてはエンジン入口から水を供給する装置を指すのが一般的であるが、ここでは、水を排気ブルームに直接噴射する点で特徴がある。2007 年度に試作した装置は、円周方向 8 箇所の内径側に水噴射ノズルを付けた円管、円管をブルーム軸方向に移動させる軸方向トラバース装置、貯水槽及びポンプで構成される（図 7-3）。貯水槽から供給される水は、円管を通して各ノズルからブルームに垂直に噴射される。円管は軸方向トラバース装置によって、ノズル端からノズル直径 D に対して軸方向に $10D$ までの任意の位置に移動できる。水噴射試験では、円管位置（つまり水噴射ノズル位置）と水噴射量をパラメータにした。

排気流計測装置は、ブルームの速度分布をブルームの半径方向及び円周方向について計測するために試作したものである（図 7-4）。装置は、ノズル断面を含む円断面内に挿入した十字形状レイク、当該レイクを保持し、かつ円周方向に回転させる回転機構、回転機構をブルーム軸方向に移動させる軸方向トラバース装置、で構成される。十字形状レイクには各直径に 31 点ずつ温度計測孔及び圧力計測孔が設けられており、レイクを 180 度回転させることで円断面の分布を計測できる構造となっている。排気流計測装置は、回転機構の一端にマイクロホンを取り付けることができるので、ブルーム軸方向に沿って流れの外側の音を計測することも可能である。

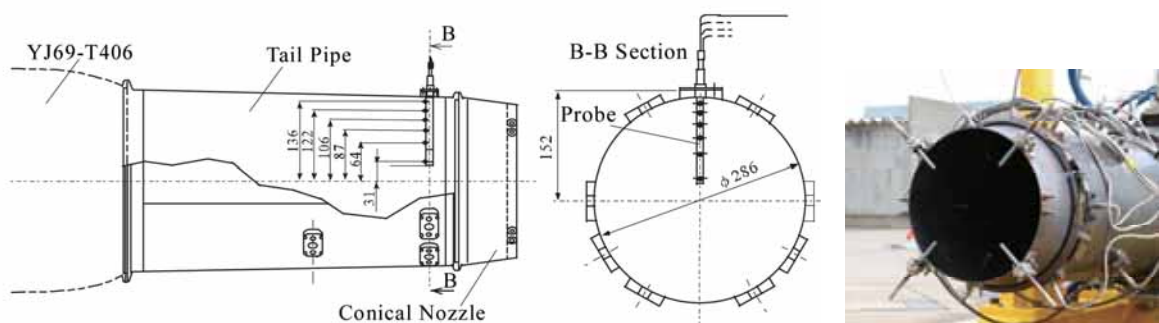


図 7-1. テイルパイプ部（写真はタブを装着した状態）

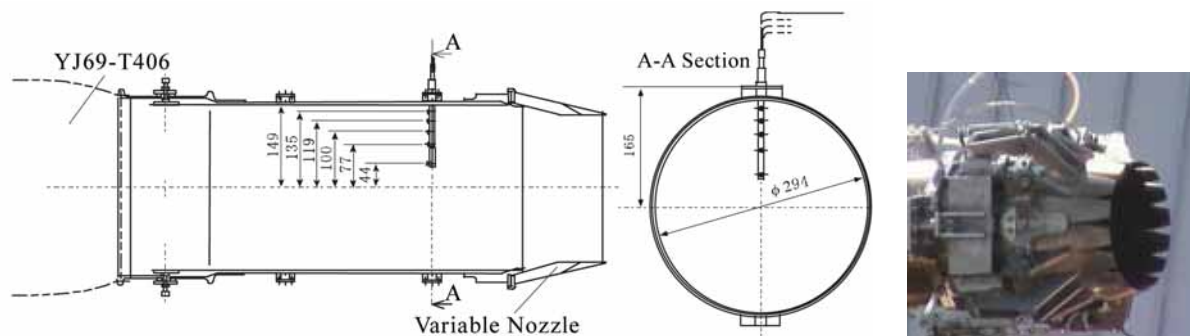


図 7-2. 可変ノズル部（写真は可変ノズルを装着した状態）

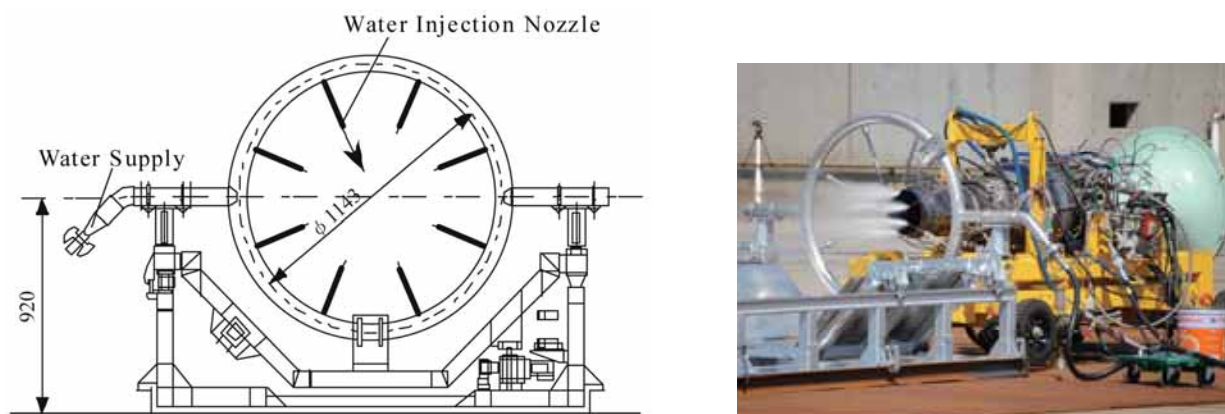


図 7-3. 水噴射装置（左）と排気ノズルへの適用（右）

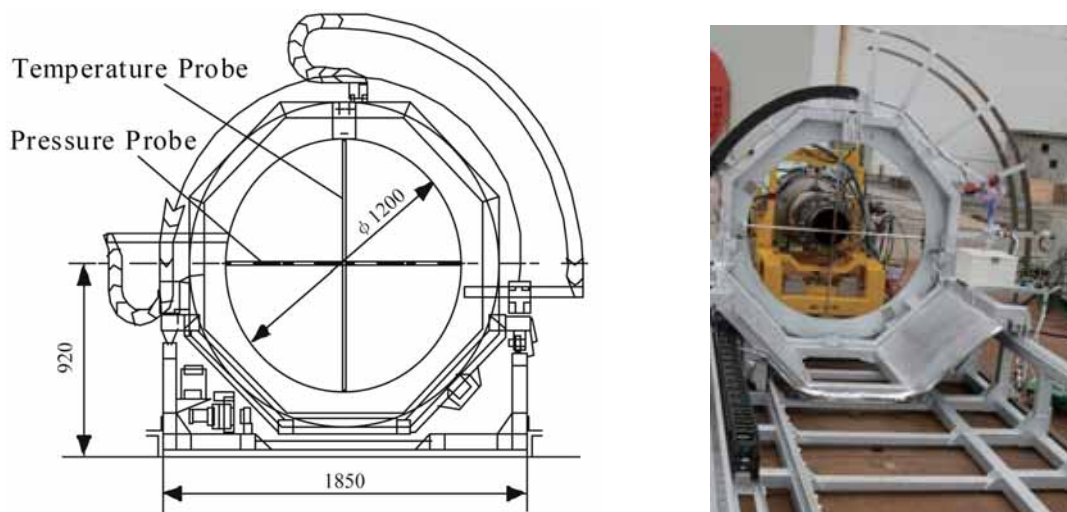


図 7-4. 排気流計測装置（左）と排気ノズル後方からの写真

2.3. エンジン運転架台

エンジンの据付方法は、取得する音響データの質のみならず、試験準備に要する手間に影響を及ぼす。屋内での運転試験には、エンジンを吊下げる装置が備わっていることから吊下方式を採用した。吊下方式は作業性に優れ、エンジンと地表の間の障害が少ない点が有利である。吊下方式を屋外試験に適用するには、専用の懸架設備を必要とする。試験開始当時、設備整備と並行して、当面

のジェット騒音試験を短サイクルで継続することを考慮して、既存装置を活用できる移動架台方式を採用した。移動架台方式は、試験場に敷かれた鉄板の上に移動架台を直接固定する（低所架台、図 8-1）、又は鉄板上に固定された別の架台の上に、エンジンを載せた移動架台を固定する（高所架台、図 8-2）。

低所架台は、その良好な作業性から、予備的な位置づけの試験に用いられている。例えば、初期の運転試験、

タブの挿入試験、テイルパイプの排気後方の流れ分布計測、水噴射試験などである。後述する高所架台に比べて、ノズル等の機器付替え、センサ等の調整作業、トラブル対応にかかる時間が短縮されるので、柔軟な試験計画に対応できる利点がある。その反面、エンジン軸心と地面との距離が 900mm と、吸入ダクト直径のおよそ 3 倍程度しかない。そのため、地面効果によるインレットディストーションの影響が考えられる。ICD が装着されていない状態では、飛行時では発生しないファン騒音増加が見込まれることを、データ解析の際には留意しなければならない。また、排気側では、排気プルームが地面や試験場境界の堤防と干渉を起こしうる。堤防に衝突した排気が前方に回り込んでマイクロホンやエンジン吸気に影響を及ぼすとも推測される。これらの事情を鑑み、低所架台を使った騒音試験では、ジェット騒音等の相対的な低減効果を評価している。

高所架台は、地面効果や排気干渉の軽減を図るために採用され、放射音計測に用いられる。エンジン軸線と地面との距離は 3m 確保され、ベルマウスダクト代表直径の 10 倍以上となっている。

2.4. 運転管理

運転制御盤、データ記録装置、騒音計測装置、監視カメラ、トラバース機構制御装置は、運転制御室内に設置する。大樹町航空公園の場合には、運転制御室をトラック荷台内部とし、エンジン運転に直接必要な運転制御盤とデータ記録装置のみを設置した。能代多目的実験場では、エンジン架台から 30m 程度離れた地点に仮設プレハブ小屋を設置し、その内部を運転制御室とした(図 9-1)。運転制御室内及び外部の試験関係者との間では、無線電話を使ってレイティング情報、全点計測の実施指令、試験場立入禁止・解除の連絡を行っている。

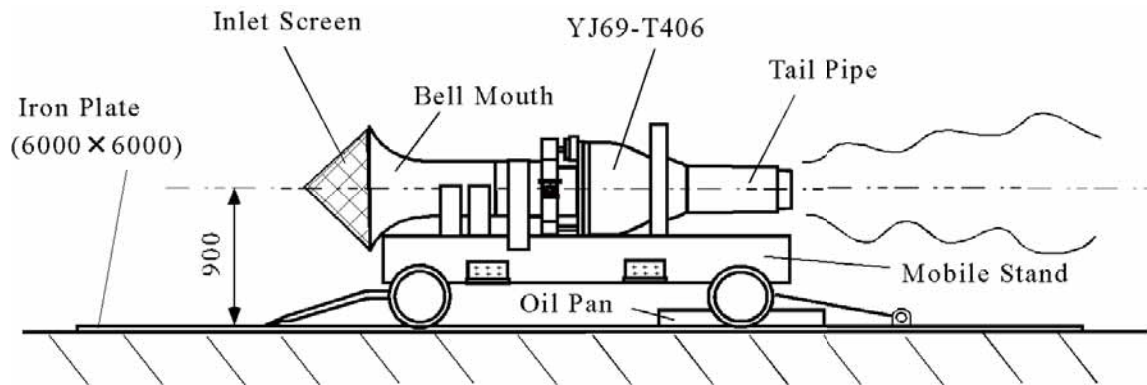


図 8-1. エンジンの低所配置

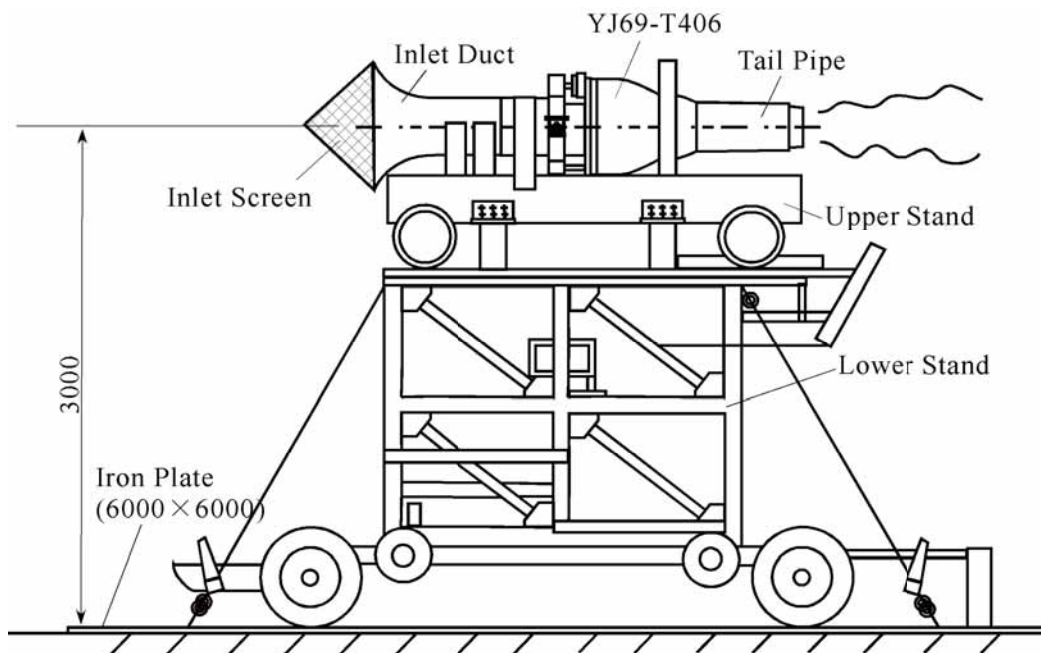


図 8-2. エンジンの高所配置

運転条件は、エンジンを所定のレイティング（回転数）に静定させて行う定常計測を原則とする。この他に、一定時間内に設定レイティング間で加速又は減速をさせる途中で計測をする非定常計測を行う場合もある。前者は、回転数毎に性質の異なる音を、長い計測時間で収録でき、周波数分析に有利である。後者は、回転パルスと同期計測することで、レイティング間に隠れた特異音・振動の特定に役立つ。試験条件は、運転方案に基づいて、計画の進行状況、従前の試験結果、燃料残量、天候等を参酌して事前決定される。試験条件の情報は、例えば図 9-2 に示す運転山型に集約される。運転山型には、運転番号、架台種類、試験種類（調整運転、騒音、制御、流れなど）、レイティング、全点計測タイミング、付加装置等の情報が加えられる。調整運転とは、タブ、可変ノズル、トラバース計測などの試験に先立ってエンジンの健全性を確認する運転などを指し、レイティングを推移させた時の振動や計測装置の動作確認が行われる。



図 9-1. 運転制御室

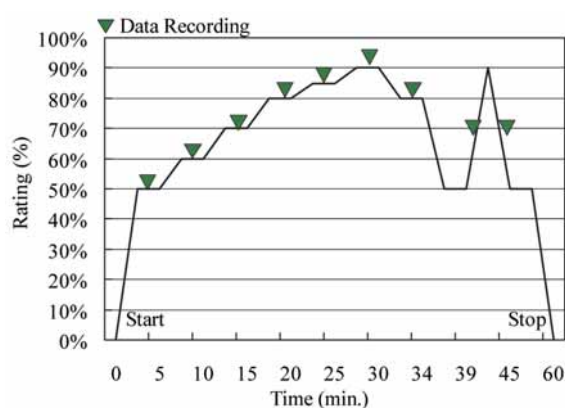


図 9-2. 運転山形の例

3. 騒音試験場

YJ69 エンジンに関する当面の騒音試験を行う上で、最低限の条件として以下の点を重視した。

- 1) 機材を展開できる平坦な地形を有すること
- 2) 気象変化が穏やかで降雨が少ないこと
- 3) 格納設備や電源設備の利便性に優れること
- 4) 第三者の立入制限措置が容易であること
- 5) 運転に伴う周囲への騒音影響が少ないこと
- 6) 機材の輸送コストを抑制すること

これらを検討した結果、下記の大樹町航空公園と能代多目的実験場を候補とした。

3.1. 大樹町航空公園⁽²⁶⁾

大樹町航空公園は北海道広尾郡大樹町に属し、全長 1000m の滑走路、格納庫、管理棟を備える。滑走路を含む見通しの効く平坦な地形は樹木林に囲まれている。気候は夏季から秋季にかけて安定しており、台風の影響を受けにくい。機材格納場所や電力線網が整備されており、利便性にも優れる。ここでの試験は、屋外でのエンジン運転試験方法の取得を主な目的としており、騒音計測は予備的位置づけであった。そこで、エンジン近傍を含む遠方複数点での騒音レベル測定を実施するに止めた。

運転試験は滑走路南東端を仮設試験場とした（図 10-1）。滑走路端南東側の傾斜部分を盛土して水平とし、鉄板、エンジン架台、燃料タンク・ポンプ等の補機類、並びに運転制御室となるトラックを設置した。エンジンは排気を南東向きに設置され、近隣民家等へのジェット騒音の影響を極力抑制する工夫をした。更に、海側の樹木林がエンジンの高温排気に直接曝されないように排気偏向用の土手を形成した（図 10-2）。エンジン排気の偏向はジェット騒音の指向性を評価する観点からは好ましくないが、予備試験の性格上、安全対策や周囲への影響軽減を重視することとした。

3.2. 能代多目的実験場⁽²⁷⁾

JAXA 多目的実験場は西側が日本海に面しており、東側が防風林で囲まれており、近隣居住地までは 1500m 以上離れている。当該実験場はロケットの地上燃焼試験他が実施されている関係で、機材格納場所、管理事務所、コンクリート地面、電源設備など利便性に優れる。エンジン設置場所は、高空燃焼試験棟隣の海岸線に沿ったコンクリート地の平地とした。大樹町の場合と同じく、エンジンを載せた台車ごと鉄板の上に固定し（図 11-1）、排気口を海に向けた。そのため、エンジンの吸入口は高空燃焼試験棟に向き、右側方は倉庫に面する。エンジン放射音の計測にはエンジン左側方（北側）にマイクロホン円弧状に展開した（図 11-2、図 11-3）。

大樹町の測定と比較して留意すべきことは、海風である。エンジンと海との間には緩衝となる樹木などがなく、海風に曝される。風向風速を観測した例を図 12-1 に記す。図中右方向が陸側（高空燃焼試験棟側）、左方向が海側、上方向が北側（青森側）、下方向が南側（秋田側）の風向を意味する。データは昼間の時間帯で 15 分間の平均値をプロットしたものである。測定例では 4m/s を超える風速も記録されている。強い風はマイクロホン自身に風雑音をもたらす。図 12-2～図 12-4 は、エンジンを中心として異なる計測点の受信音を、エンジン運転が無い時とアイドル運転時（50%レイティング）とで比較した結果である。各図は 30 秒間の平均 1/3 オクターブバンド周波

数特性を表しており、横軸は各バンドの中心周波数(Hz)を、縦軸は音圧レベル (dBA) を示す。ここで、dBA は所謂 A 補正值であって、各バンドの音圧レベルを人間の聴感に沿って補正した結果である。図でエンジン運転の無い状態は、暗騒音に相当する。図は 30 秒間の平均値であるし、多くの気象条件のうちのほんの数例に過ぎない。従って、風の長周期脈動など再現しきれていないとは言えないが、限られたデータから次の結論に至る。つまり、風速と音圧レベルには一定の相関が認められるものの、アイドル条件で既に音圧レベルは殆どの帯域で、10dB 以上の信号雑音比を有する。

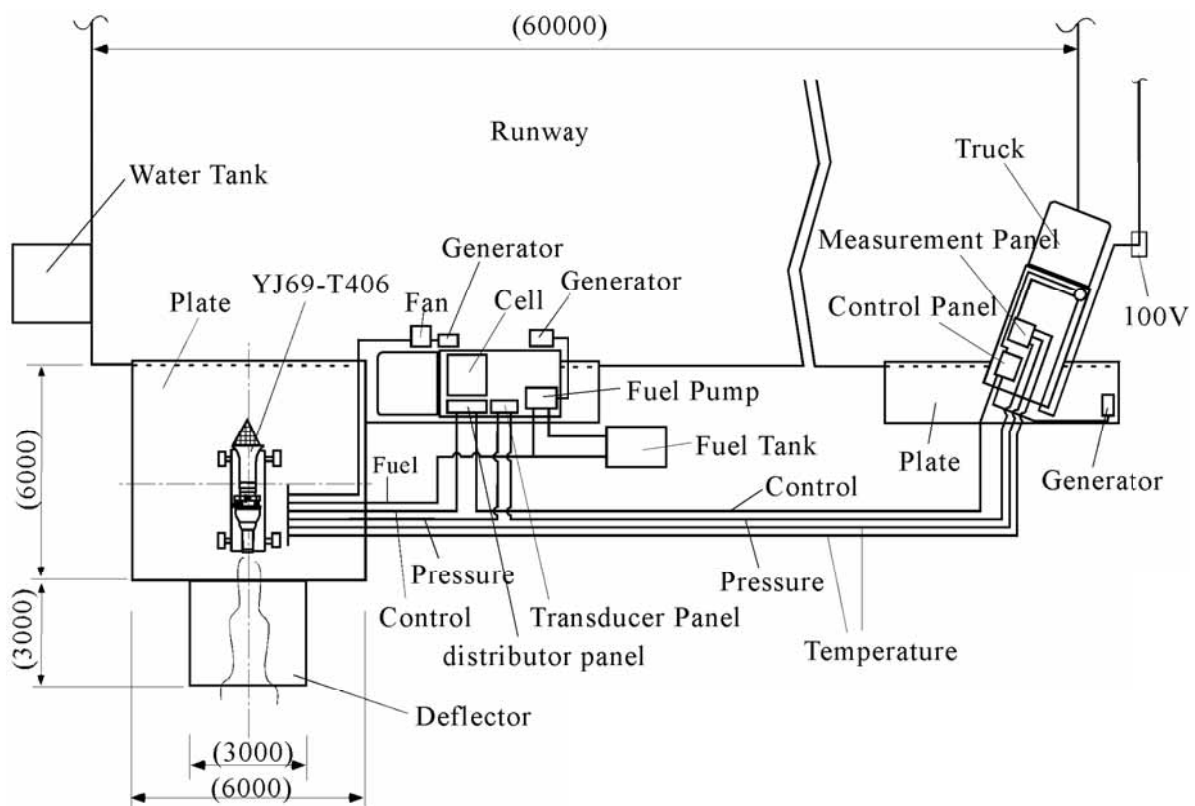


図 10-1. 大樹町航空公園でのエンジン周り配置

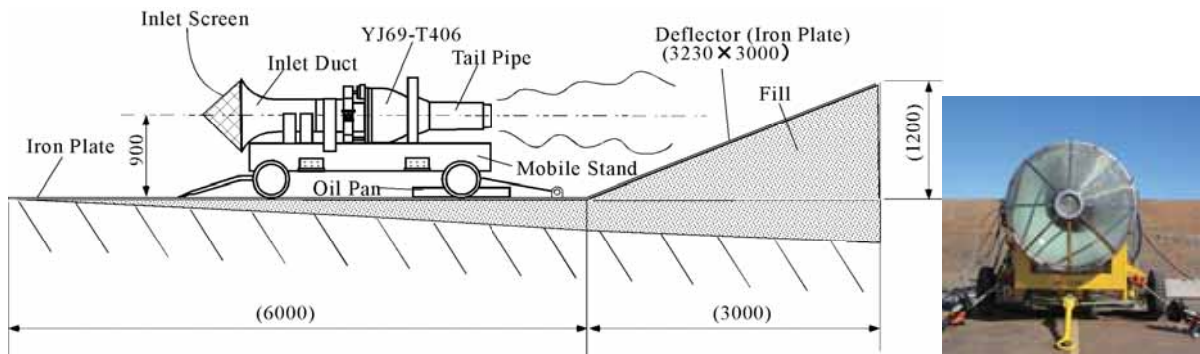


図 10-2. 大樹町航空公園での排気偏向方式

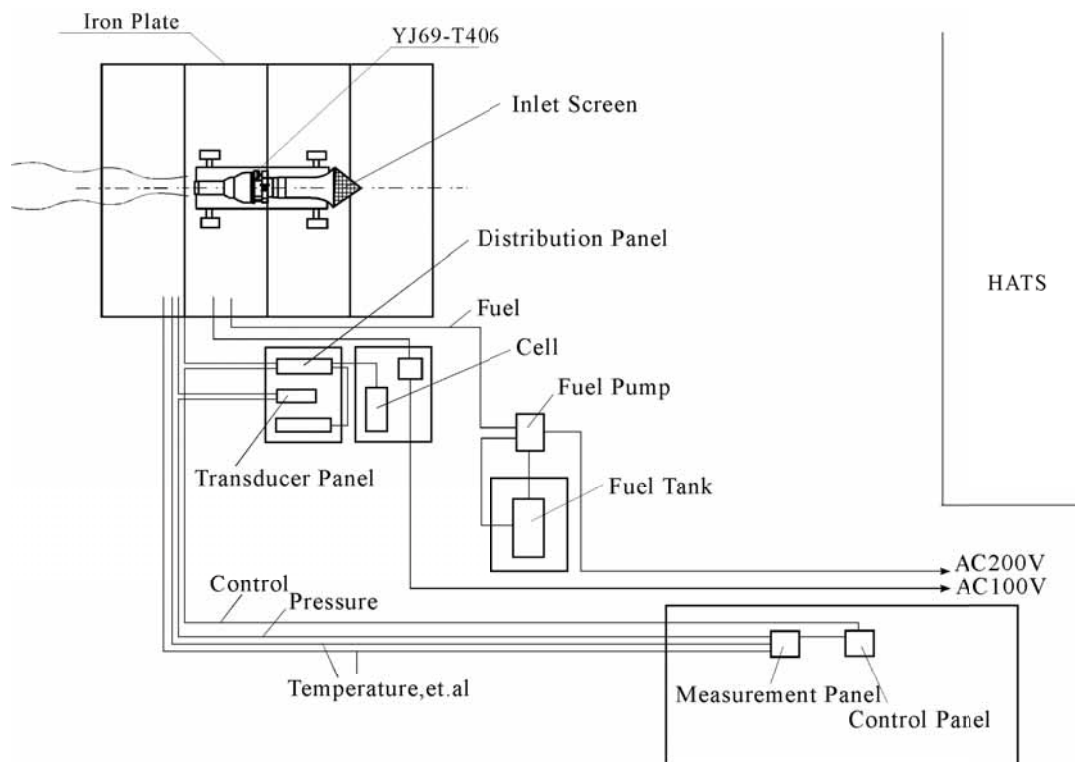


図 11-1. 能代多目的実験場のエンジン関連機材

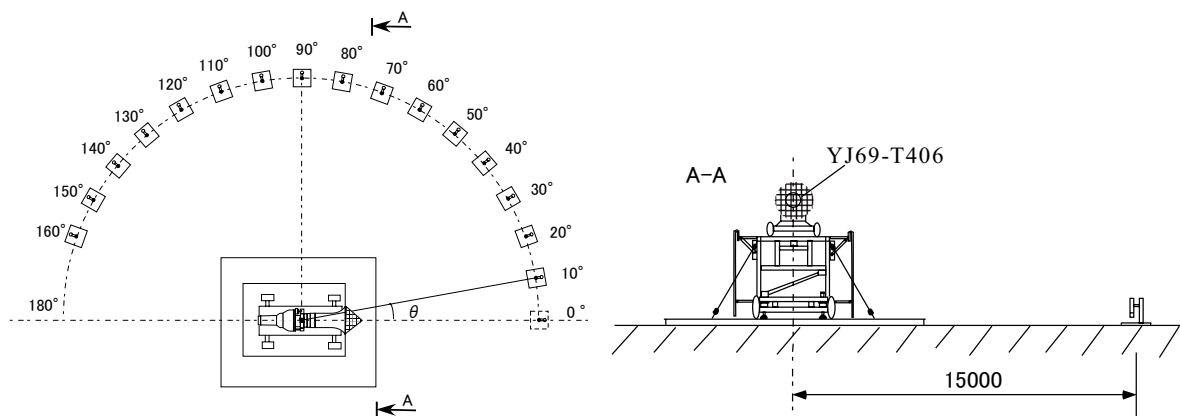


図 11-2. 能代多目的実験場のマイクロホン配置



図 11-3. 能代多目的実験場での騒音試験全景

暗騒音に対する信号雑音比が高いことは、必ずしも風が騒音データに影響しないということではない。時系列データには、吸気側は排気側と比べて、長周期の脈動が加わっている傾向が散見される。先の信号雑音比の議論によれば、これらの脈動は風雑音が原因というよりも、エンジン周囲の乱れが吸い込まれた結果、回転翼と干渉するという間接的な原因と考えるほうが妥当である。とすると、吸入側のファンや圧縮機の騒音データ精度向上のための ICD 適用の議論に繋がるのであるが、当面の騒音試験はジェット騒音特性把握と低減装置評価が先行しているため、ジェット騒音データへの影響は軽微であると判断している。勿論、音源と計測地点との間の音の伝

播に与える影響を考慮すると、風速への配慮は必要である。幸いなことに、現状ではエンジン始動条件に風速制限が含まれるために、風速の影響は抑制される結果となっている。

海岸に立地する他の留意点は塩と粉塵である。マイクロホンカートリッジのダイヤフラム面に付着物が形成されると、音響データへの影響のみならず、センサの劣化に繋がる。試験間隔が長くなると見込まれる場合には、ダイヤフラム面を含むマイクロホンカートリッジ部分をビニール等で養生するか、又はマイクロホンカートリッジを一時的に収容する必要があるが生じる。マイクロホンカートリッジの他にも、ケーブルコネクタ、プリアンプ等の機材の養生が必要であるし、全ての機材について使用後の洗浄・乾燥は欠かせない。なお、水噴射試験の際には、防水コーティングされ、かつ音響透過性に優れた専用グリッドをマイクロホンカートリッジに被せている。

3.3. 屋内運転試験場

いわゆるテストセルと呼ばれる屋内運転設備は、調布航空宇宙センター航空推進 6 号館に存在する。前述の FJR710 エンジンのテストセルとして使用されていたものを改修して使用してきた。当該テストセルは吸気消音器及び排気消音塔で外部と連通している。床を除くセル内壁には吸音処理が施されているが、これはセル内を無響状態とするためのものではなく、遮音のための補助的な処理とされている。従って、セル内の騒音試験は、相対的音圧レベルや周波数特性の把握といった予備的なものに止まる。現在、新たに導入されるターボファンエンジンのテストセルとするための改修工事が完了した段階であって、今後は YJ69 エンジンの屋内試験は予定されていない。

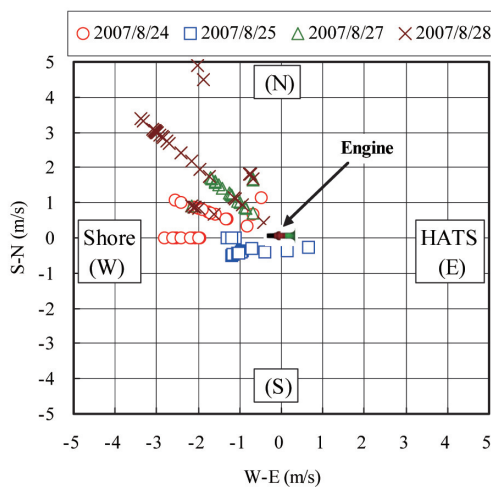


図 12-1. 風向風速測定例（運転無含む）

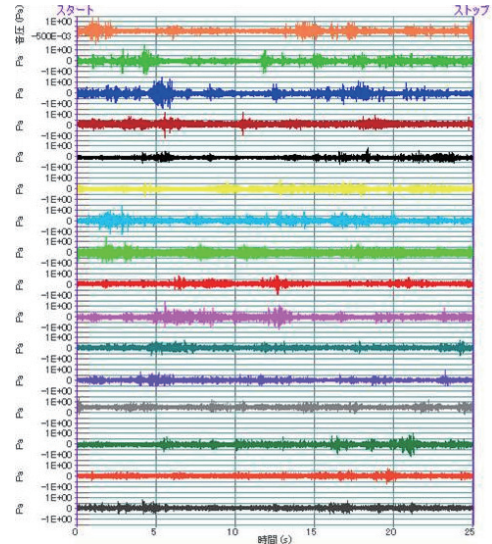


図 12-2. 暗騒音波形例 (S169 : 2.7m/s)

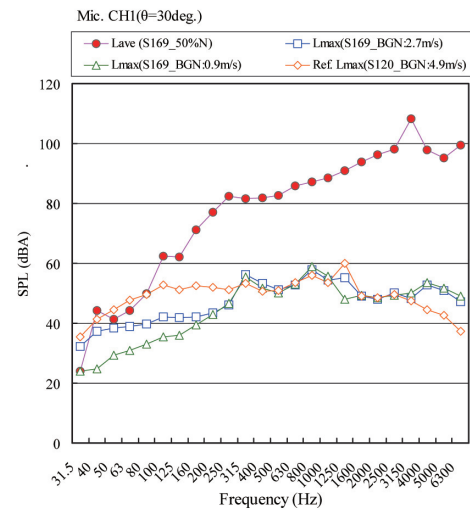


図 12-3. 暗騒音例 ($\theta = 30^\circ$)

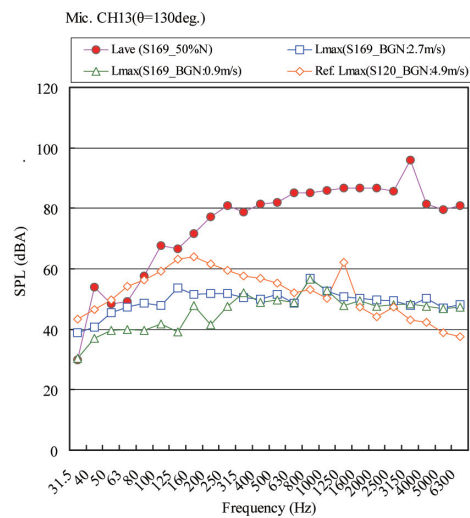


図 12-4. 暗騒音例 ($\theta = 130^\circ$)

4. 騒音計測

4.1. 騒音レベル

実施された騒音計測は二種類ある。一つは、試験場敷地境界などの遠方地点で騒音レベルを測定するものであって、試験場及びその周囲への影響予測に利用される。もう一つは、エンジン周囲で放射音の時系列信号を収録するものであって、音源の周波数特性分析や騒音低減評価に利用される。

騒音レベル測定には、大樹町航空公園内外で、エンジンから充分離れた複数の地点を選定した(図13、表2)。各測定点では、原則として騒音計を地上1.2mの高さで、建造物や大木から3m以上距離をおいて設置した。エンジン近傍(N-5)以外では、1/2インチマイクロホンを持つ普通級騒音計(ACO社製 Type-6230)を用いた。騒音レベル測定には、等価騒音レベルを指標とした。等価騒音レベルは変動音に対する生理的反応をよく表すとされ、広く騒音評価量として用いられる。試験場周辺への騒音影響を調べるという初回試験の趣旨に則れば、等価騒音レベルを指標とするのが妥当である。等価騒音レベルは、

$$L_{eq} = 10 \log \left[\frac{1}{T} \int \left(\frac{p(t)}{p_{ref}} \right)^2 dt \right]$$

T : 測定時間(s)

$p(t)$: 瞬時音圧(Pa)

p_{ref} : 基準音圧 20(μ Pa)

で定義される。騒音計には等価騒音レベルの計測機能が備わっていて、表示値はオーバーオール(OA)レベルとなる。オーバーオールレベルは周波数分析結果の各バンドレベル L_i (dB)を積算することによっても得ることができる。

$$L_{OA} = 10 \log \left(\sum_i 10^{\frac{L_i}{10}} \right)$$

エンジン運転試験時間全体での騒音を総合的に評価するには、各レーティングで一定の時間間隔で得られる等価騒音レベルのエネルギー平均、

$$L_{eq,Ave} = 10 \log \left[\frac{1}{N} \sum_i 10^{\frac{L_{eq,N_i}}{10}} \right]$$

N_i : i 番目のレーティング(%)

L_{eq,N_i} : N_i レーティング(%)の等価騒音レベル

を求めることもできる。しかし、全試験時間に占める高レーティングの時間が短いこともあり、騒音レベルの客観的な評価をするために、各レーティングの等価騒音レベルを列挙した。

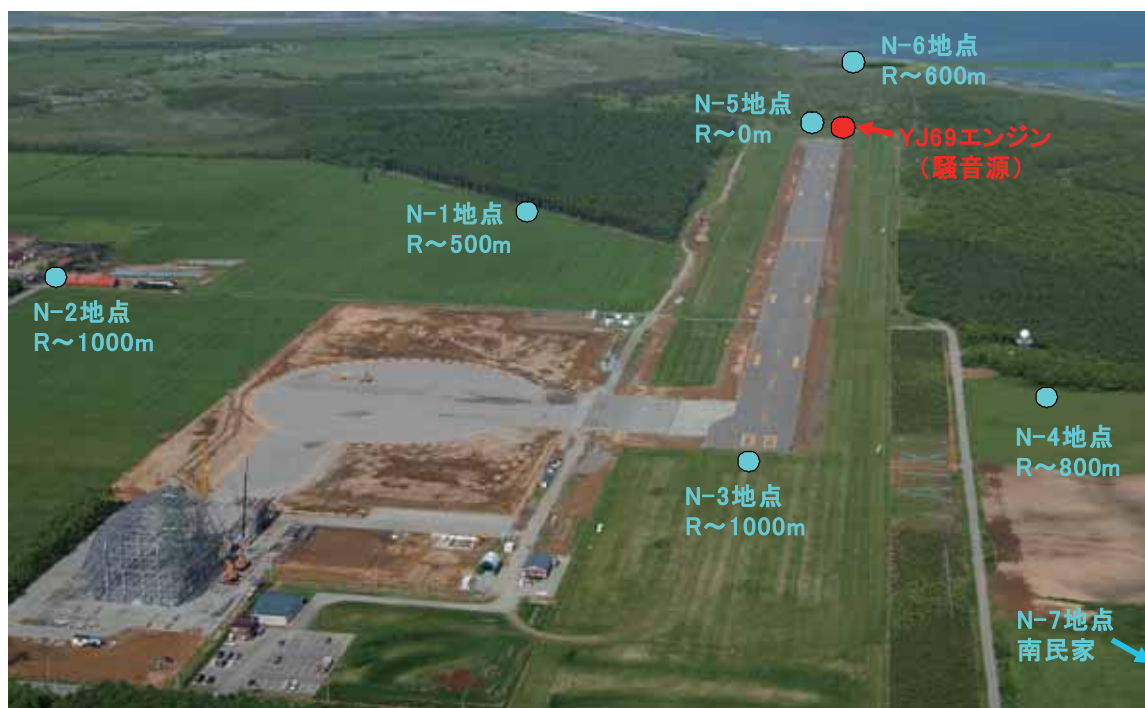


図13. 大樹町航空公園(格納庫整備前)

表 2. エンジン運転試験（大樹町航空公園）騒音測定地点と測定条件

| | 距離R(m) | データ | 計器種類 | フィルタ | 時間特性 | 計測時間 | 特記事項 |
|-----|--------|-----|--------|--------|------|------|----------|
| N-1 | 約500 | Leq | 1/2-普通 | A/FLAT | FAST | 60秒 | 北酪農家敷地境界 |
| N-2 | 約1000 | Leq | 1/2-普通 | A/FLAT | FAST | 60秒 | 北酪農家家屋周辺 |
| N-3 | 約1000 | Leq | 1/2-普通 | A/FLAT | FAST | 60秒 | 滑走路西端 |
| N-4 | 約800 | Leq | 1/2-普通 | A/FLAT | FAST | 60秒 | 南民家敷地境界 |
| N-5 | 機側 | Leq | 1/4-普通 | A/FLAT | FAST | 60秒 | エンジン付近 |
| N-6 | 約600 | Leq | 1/2-普通 | A/FLAT | FAST | 60秒 | 排気後方海岸沿い |
| N-7 | 約1300 | Leq | 1/2-普通 | A/FLAT | FAST | 60秒 | 南民家家屋周辺 |

N-6 は海風が直接当たらない土手にて計測

表 3. 測定結果（大樹町航空公園）

| 日付 9/24 天候 晴れ | | | | | | | | N-1 | N-2 | N-3 | N-4 | N-5 | N-6 | N-7 |
|---------------|--------|------|-----|----|----|--------|-------|---------|---------|--------|---------|---------|----------|---------|
| | | | | | | | | 北農家敷地境界 | 北農家家屋周辺 | 滑走路西端 | 南民家敷地境界 | エンジン近傍 | 排気後方海岸土手 | 南民家家屋周辺 |
| No. | Rating | 風向 | 風速 | 温度 | 湿度 | 気圧 | 時刻 | 上:Leq | 上:Leq | 上:Leq | 上:Leq | 上:Leq | 上:Leq | 上:Leq |
| | % | EWSN | m/s | ℃ | % | hPa | 時:分 | 下:LAeq | 下:LAeq | 下:LAeq | 下:LAeq | 下:LAeq | 下:LAeq | 下:LAeq |
| 1 | BGN | SE | 1.5 | 15 | 86 | 1029 | 14:21 | 59.8 | 61.5 | 77.6 | 66.7 | 72.5 | 87.0 | 74.4 |
| | | | | | | | | 38.7 | 43.2 | 43.8 | 38.4 | 51.5 | 52.1 | 39.8 |
| 2 | IDLE | SE | 2.7 | 14 | 91 | 1028.6 | 16:05 | 67.9 | 68.5 | 72.3 | 73.4 | 108.5 | 88.3 | 68.4 |
| | | | | | | | | 61.6 | 62.0 | 68.6 | 53.2 | 108.5 | 52.2 | 55.2 |
| 3 | 80% | SE | 1.5 | 14 | 92 | 1028.6 | 16:15 | 72.2 | 69.7 | 77.4 | 69.2 | 120.0 | 90.7 | 67.4 |
| | | | | | | | | 62.7 | 62.0 | 68.7 | 53.9 | 119.0 | 55.2 | 49.7 |
| 4 | 90% | S | 2.2 | 15 | 91 | 1028.7 | 16:25 | 76.1 | 73.2 | 82.8 | 72.0 | (104) | 88.0 | 65.9 |
| | | | | | | | | 67.4 | 65.8 | 75.2 | 60.5 | (100.5) | 54.2 | 58.2 |
| 5 | IDLE | SSE | 2 | 15 | 89 | 1028.7 | 16:32 | 66.9 | 66.1 | 75.9 | 63.9 | (91.0) | 87.1 | 63.9 |
| | | | | | | | | 62.5 | 61.6 | 69.4 | 53.7 | (86.4) | 53.3 | 55.8 |
| 6 | BGN | SSE | 2.2 | 14 | 91 | 1028.7 | 16:42 | 61.6 | 61.7 | 61.8 | 60.5 | 74.0 | 88.1 | 66.1 |
| | | | | | | | | 38.4 | 43.0 | 42.4 | 38.0 | 54.0 | 53.5 | 35.2 |

測定手順は、まずエンジン回転数が静定した段階で、運転管理者から無線を介して、計測開始の指令が発せられる。これを受けて、各測定点で原則 2 回の騒音測定を行う。一つは聴感補正無しの等価騒音レベルで、もう一つは A 補正付き等価騒音レベルである。各測定点の結果は無線を介して記録者に報告される。騒音レベルは、エンジンレイティング、気象条件とともに記録シートに記入される。記入が完了したら、運転管理者に連絡がなされて次の運転条件に移行する。

騒音レベル計測結果をレイティング、風向・風速、温度、湿度、気圧とともに表 3 に示す。表の上段は聴感補正無しの等価騒音レベル(Leq)を、下段が A 補正付きの等価騒音レベル(LAeq)を表す。A 補正は、500Hz (-3.2dB) で低周波数バンドレベルの減衰が著しいため、暗騒音では補正なしに比べて 20dB を超える差異が生じている。

暗騒音レベルは、海岸土手及びエンジン近傍を除いて

50dBA 以下であった。北農家敷地境界 (N-1)、南民家敷地境界 (N-4) は、樹木林が海岸からの音を遮蔽する他、人物の往来も稀なことから 40dBA 以下となっている。北農家家屋周辺 (N-2) は家畜の鳴き声があるものの、暗騒音レベルは 45dBA 以下と抑制され、滑走路西端 (N-3) も同程度である。エンジン近傍 (N-5) は人の往来や機材の影響のためか、50dBA を超えた。しかし、運転試験時との信号雑音比はアイドル条件ですら、50dB 以上確保されている。

排気後方の海岸土手 (N-6) でも、暗騒音は 50dBA を超えている。エンジン運転時の騒音レベルは、運転前の暗騒音 52dBA 及び運転終了後の暗騒音 53dBA に対して、80%及び 90%レイティングで 55dBA と最大 3dB の上昇に止まる。この時のエンジン音源の N-6 地点への寄与は、

$$L_{Aeq} = 10 \log \left(10^{\frac{L_{BGN}}{10}} + 10^{\frac{L_{Eng}}{10}} \right)$$

$$= 10 \log \left(10^{\frac{52}{10}} + 10^{\frac{L_{Eng}}{10}} \right) = 55$$

から、暗騒音と同じ 52dBA 又はそれ以下と推定される。N-6 地点はエンジン排気方向の延長線上でかつ海岸線沿いであることから、ジェット騒音の指向性、強い風と波が打ち寄せる暗騒音環境、ジェット排気偏向及び中間にある樹林を考慮すると、この地点ではジェット騒音の影響が過小評価されている可能性がある。

エンジン運転時の騒音レベル (dBA) は、N-6 地点を除き、10dB 以上の音圧レベル上昇が起こることから、騒音レベルの上昇はエンジン音源の寄与と判断できる。エンジン前方側の N-1、N-2、N-3、N-4 ではいずれもアイドル運転と 80%レイティングとの間で騒音レベルの目立った変化は見られないが、90%レイティングにした時に騒音レベルが最大 8dB 上昇する。

N-2 地点の北農家家屋周辺では、暗騒音 43dBA に対して 90%レイティングで約 66dBA であったこと、及び両者の間に 20dB 以上の差異があることから、測定値 66dBA がほぼエンジン音源の寄与と考えられる。測定精度、運転継続時間、自治体の規定・調整などを考慮する必要はあるにせよ、90%レイティングの測定結果のみから単純に騒音規制基準(昼間)にあてはめると、第3種区域(60dB 以上 65dB 以下、騒音規制法、昭和 43 年 11 月 23 日厚生・農林・通産・運輸省告示第 1 号、平成 5 年環告 91) の騒音レベルに該当しうる。第3種区域とは、「住居の用に供させて商業、工業等の用に供されている区域であって、その区域内の住民の生活環境を保全するため、騒音の発生を防止する必要がある区域」(同上)である。

N-7 地点の南民家家屋周辺では、80%レイティングの騒音レベル低下は別として、90%レイティングにて測定値 58dBA となることから、上記と同様に解釈すると第2種区域の騒音レベルに該当しうる。ここで、第2種区域とは、「住居の用に供されているため、静隠の保持を必要とする区域」(同上)である。

エンジン近傍 (N-5) では、騒音計の測定レンジ調整不具合により、90%レイティングでは最大表示レンジを超えた。しかし、運転試験スケジュールの消化を優先して、エンジン運転を中止して測定レンジの再設定を行わず、代わりに 90%レイティング以後は計測制御室、つまり計測用トラックの背後で計測を継続した。従って、N-5 地点の 90%レイティング以降の測定値は本来予想されるレベルよりも低い値となる。そこで、該当する測定値を表中の括弧で表す。測定レンジを調整して再度の運転試

験を行う予定であったが、当該試験翌日早朝に十勝沖地震が発生したため、安全を優先してエンジン運転試験全体を中止せざるをえなかった。かかる事情により、90%レイティング以降の N-5 地点測定値は参考値として扱うことにするが、この地点での 90%レイティングでの測定値を簡易予測してみる。音源を指向性のない点音源と仮定して、エンジンとの間に障害物のない N-3 地点の測定値を活用する。N-3 地点の実測値が 75dBA であること、及び距離 1000m 先の滑走路端までの距離減衰、

$$\Delta_{1000m} = 20 \log R + 10 \log(2\pi) = 68 \text{ (dB)}$$

であることから、

$$L_{S,90\%} = 75.2 + 68 = 143 \text{ (dBA)}$$

と予想できる。確認のために、放射音計測データ(図 14)と対比する。図はエンジン機軸吸入側からの方位角(横軸)に於ける A 特性オーバーオールレベル(縦軸)を表す。運転条件によってオーバーオールレベルの推移が見られること及び音源に指向性があることは認められるが、ここでは N-3 地点の測定値と対比する簡易予測の参考値として、90%レイティングで 10 度方向の実測値 110dBA を用いる。この値にエンジン中心と計測点間の距離 15m の距離減衰に対する補正量、

$$\Delta_{15m} = 20 \log R + 10 \log(2\pi) = 32 \text{ (dB)}$$

を加えると、逆算した音源のオーバーオールレベルは

$$L_{S,90\%}^* = 110 + 32 = 142 \text{ (dBA)}$$

となり、N-3 地点の測定値に基づく予測結果 143 (dBA) と良い一致を見せる。

4.2. エンジン周囲放射音

放射音計測は上記能代多目的実験場で実施される。エンジン直下を中心とする半径 15m の同一円弧上に複数のマイクロホンを設置する。放射方向は、エンジン吸入側を 0 度方向、排気直後を 180 度方向と定義する。現状では、マイクロホン間隔を放射角 10 度おきとし、最大 16 点で音の同時計測を行っている(図 11-2)。マイクロホンが高温排気に曝されるのを避けるために、排気直後及びその近傍は計測点から除外している。

図 15 には、1/4 インチマイクロホン、フィルタ付増幅装置(Filter & Amplifier)、同時収録装置(Data Recorder)による計測フローを表す。マイクロホンには、通常のコンデンサ型マイクロホン(B&K 社製 4939 など)に加えて、エレクトレット型 1/4 インチマイクロホン(ACO 社製 ACO-4156N)も使用している。エレクトレット型マイクロホンは同軸ケーブル(BNC ケーブル)を介して、マ

マイクロホンへの電源供給と、マイクロホンからの電気信号取得の両方を同時に行える利便性を備える。各マイクロホンについては、予めピストンホン（B&K 社製 Type-4228, JIS-C-1515）を使って加振周波数 250Hz、音圧 124dB の校正音響入力により、感度校正を行う。

マイクロホンの電気信号は、専用のフィルタ付増幅装置に入力される。この増幅装置は全 16 チャンネルの入出力を一つの筐体で集約統合しており、各チャンネル前段にハイパスフィルタを、後段にアナログ増幅部を備える。各チャンネルは独立して変数設定でき、センサへの電源供給 ON-OFF、フィルタ遮断周波数、信号増幅率を変更できる。

増幅装置の出力信号は、同時収録装置（OROS 社製 OR35 又は OR36）に入力される。当収録装置は、8 チャンネル又は 16 チャンネル対応で、入力段にはアンチエリアシングフィルタ（ローパスフィルタ）を備える。低周波数側のノイズ遮断を望む場合には、前述の増幅装置に備えられたハイパスフィルタ(-24dB/Oct)を稼働させる。同時収録装置及び増幅装置はそれぞれ IP アドレスを持つので、ネットワーク経由で計測条件変更やデータ読み込みが可能である。このことは、マイクロホンケーブル、増幅装置、同時収録装置を運転制御室内に引き込む手間と設置スペースを省くとともに、計測準備にかかるトラブルを早期に解決するのに役立つ。同時収録装置の主な仕様を表 4 に示す。OR36 システムは、同時収録装置本体に 100GB のハードディスクドライブを備えており、運転試験中に大容量の音響データを PC 側に保存するための時間を省略することができる。

放射音計測に加えて、ジェット排気流近傍の音を計測する試みもなされている。一つは排気流に沿ってマイクロホンを移動させる方式であって、前述の流れ計測装置の可動リング（図 7-4）にマイクロホン専用ホルダを設

置して、排気ブルーム近傍で機軸方向の音圧分布を計測するものである。高い音圧レベルを想定して圧電型マイクロホン（Endevco 社製 M2510）を使用している。

表 4. 同時収録装置の主な仕様

| | |
|---------|-----------------|
| CH 数 | 16CH |
| 入力信号 | AC/DC/ICP 電源 |
| 入力電圧 | 17.5mVp~40Vp |
| フィルタ設定 | 音響 A,B,C,バンドパス他 |
| A/D 分解能 | 24Bit |
| 測定レンジ | 120dB 以上 |
| サンプリング | ~51.2kHz |
| PC 接続 | 100BASE-TX |

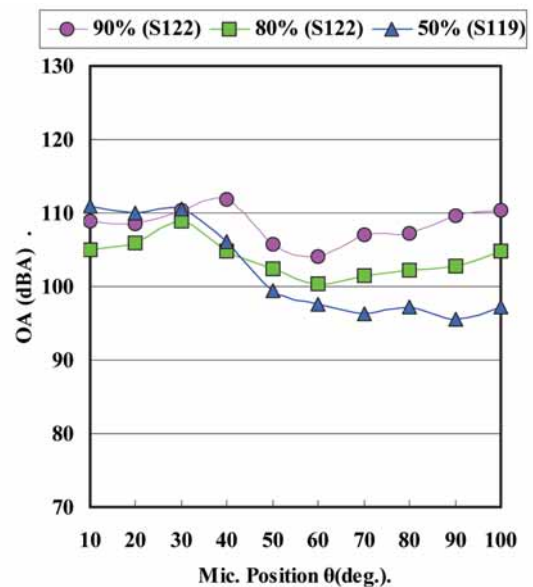


図 14. エンジン前方側 OA 値分布 (R=15m)

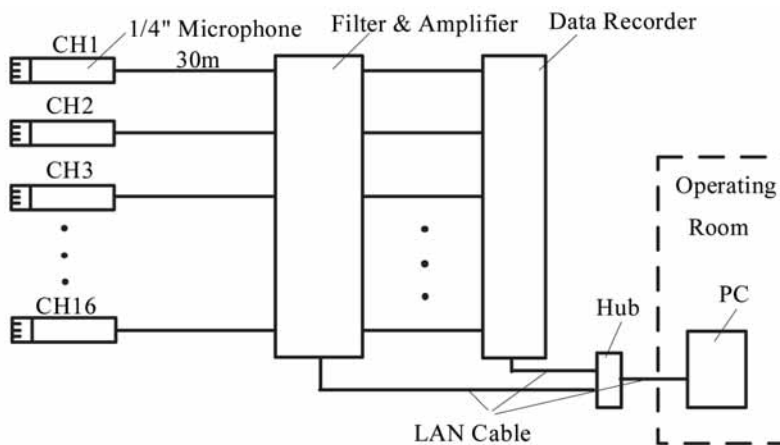


図 15. 放射音の計測フローとマイクロホンスタンド



図 16-1 は、各マイクロホンの騒音計測値のオーバーオール値を補間してその指向性を予測した上で、距離減衰を適用してエンジン周囲のオーバーオールレベル分布を予測した結果である。図中左がエンジン吸入側（陸側）、右がエンジン排気側（海側）を示し、上半分が 90% レイティング、下半分が 50% レイティング（アイドル条件）それぞれの結果を表す。オーバーオール値では、エンジン排気側（海側）の高音圧域が存在する傾向を示している。

図 16-2 には、90% レイティングにおけるエンジン吸入側（試験場陸側）から 30 度方向での 1/3 オクターブバンド周波数特性を示す。エンジン吸入側（陸側）の放射音は、広帯域音ではなく、特定の周波数成分が突出しており、これがオーバーオールレベルを支配する。これは、図 4 に示すごとくエンジン回転数×翼枚数に相当する特定の周波数（翼通過周波数）の音が原因である。これに対して、エンジン排気側（海側）の計測点では、図 16-3 に示されるようにジェット騒音が支配的であって、広帯域周波数成分がオーバーオールレベルの形成に寄与している。その結果、90% レイティングでは、吸入側に比べてオーバーオールレベルに 10dB 以上の増加をもたらしている。

ここで、実測データに基づいて、エンジン運転試験時の試験場近隣の騒音影響を簡易予測する。使用した排気ノズルは円形ノズル（Conical ノズル）、回転数は最大 90% までとし、高所架台のデータを用いる。試験場周辺の騒音影響検討のため、まず音源のパワーレベルを決める。半径 15m 地点のオーバーオール実測値 110(dBA)に距離減衰の補正を行って、142(dBA)と推定する。オーバーオール実測値には指向性（図 16-1～3）に基づき、ジェット騒音は主の陸側への寄与は極めて少ないと仮定する。この仮定は、先の大樹町のエンジン前方 1km 地点(N-3)の実測値との整合性からも裏付けられる。

遠方の計測点との間の距離減衰に加えて、長距離伝播の他の要因は、

- i) 大気による吸収減衰 Δ_{air}
- ii) 地表面性状による吸収減衰 Δ_{ground}
- iii) 地表面形状による障壁等減衰 Δ_{wall}
- iv) 気象影響による減衰 $\Delta_{weather}$

が考えられる。遠方の測定点のオーバーオールレベルに上記要因を加えると、

$$L_R = L_S - 20\log(R) - 10\log(2\pi) - \Delta_R$$

$$\Delta_R = \Delta_{air} + \Delta_{ground} + \Delta_{wall} + \Delta_{weather}$$

となる。

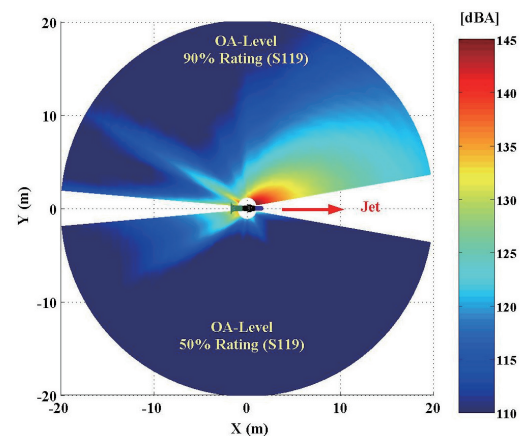


図 16-1.オーバーオールレベル予測

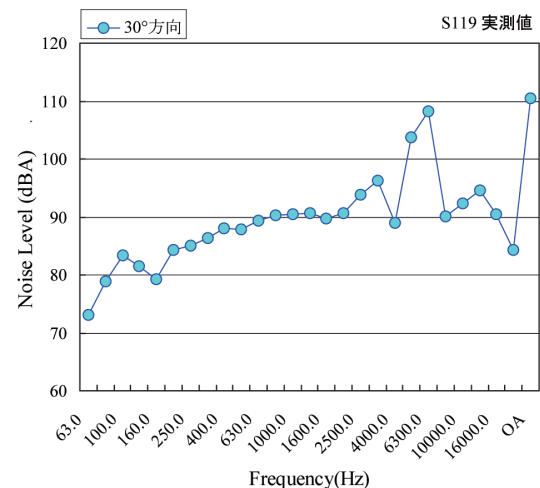


図 16-2.前方側周波数特性例 (R=15m)

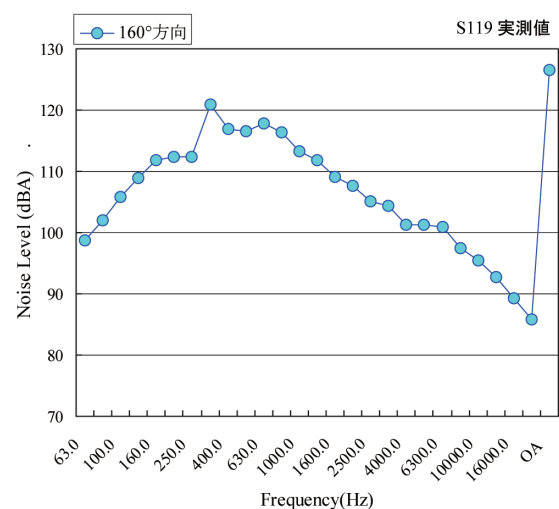


図 16-3.後方側周波数特性例 (R=15m)

大気による吸収は、粘性と熱伝導によるもので、長距離伝播する高い周波数に関係する。本件では、図 16-2 にあるように、90%レイティングでは 5000Hz-6300Hz 帯の離散周波数音がオーバーオールレベルに支配的であるので、例えば、伝播 100m 当たりの実験値（表 5-1）を適用する⁽²⁸⁾。ここでは、騒音レベルが過小評価されないよう、中心周波数 4000Hz 側の減衰量（2.65dB/100m）を使用する。

地表面性状としては、例えば草地面のエネルギー損失が考えられる。実験場を囲む松林では、1kHz で 100m 当たり 3dB 減衰する場合もある。また、上記大気減衰と合わせた簡易な予測式によって

$$\Delta_{air} + \Delta_{ground} = 10^{(r^{0.309}/19)} \times R \times 10^{-2}$$

と表すこともできる⁽²⁸⁾。この場合、中心周波数 4000Hz 及び 6000Hz 成分の減衰量はそれぞれ 4.4dB/100m、5.4dB/100m となり、先の表 5-1 に幾分上乘せされた数値となる。

地表面形状は、伝播経路に建物や丘がある場合に障壁をもたらす。本件では、エンジン前方 30m 付近に真空燃焼棟面が存在することから、塀をモデルに組み込むことも可能である。減衰量の余裕を取るべく、より低周波数の離散周波数音を想定すると、アイドル条件の 3150Hz 帯域（波長はおよそ 0.11m）となる。真空燃焼棟の高さを 8m とすると、塀はエンジン中心軸より 5m 高いことから、十分遠方では塀による伝播経路の差異は、

$$\delta \approx \sqrt{30^2 + 5^2} - 30 = 0.4$$

であって、フレネル数は、

$$N = \delta / (\lambda / 2) = 7.3$$

となる。その結果、発生する減衰量は 20dB 以上となるが、真空燃焼棟の塀は有限幅であることを考慮すると、減衰量は下方修正される。

気象影響については、伝播経路の空気層の温度分布や風速分布が原因となる。本件では、上空の温度や風速に関するデータを有さないため、その影響は加味していない。

前述の通り、離散周波数音が支配的なオーバーオール騒音レベルについて、減衰効果を加えた各距離での予測を表 5-2 に整理する。騒音計による実測値を表 5-3 に示す。予測では安全側を考慮して、大気吸収の影響のみを付加した。90%レイティングにおいて、エンジンからおよそ 200m 離れた正門における実測値 68(dBA)（表 5-3）と大気吸収までを考慮した予測値 83(dBA)（表 5-2）との間には、15dB の差異があるものの、上記真空燃焼棟の遮蔽効果を加えるとその差は縮小する。

実験場に最も近い集落である浅内地区の実測値（表 5-3）からは、エンジンレイティングによる騒音レベルの上昇（例えば、実験場正門での 85%から 90%に移行する際の 3dB 上昇）は見られず、全レイティングに渡って 40(dBA)前後で推移する傾向を示している。もし、この

表 5-1.大気吸収減衰量（温度 20℃、相対湿度 50%）

| 周波数 | 500Hz | 1000Hz | 2000Hz | 4000Hz | 6000Hz |
|--------------|-------|--------|--------|--------|--------|
| 減衰量[dB/100m] | 0.18 | 0.42 | 1.04 | 2.65 | 4.67 |

表 5-2.騒音レベル予測（90%回転）

| | R=100m | R=200m | R=500m | R=1000m | R=1500m |
|----------------------|--------|--------|--------|---------|---------|
| A：距離減衰 （半自由空間） | 94dBA | 88dBA | 80dBA | 74dBA | 71dBA |
| B：A + Δ_{air} | 91dBA | 83dBA | 67dBA | 48dBA | 31dBA |

表 5-3.騒音レベル実測結果（S-131）

| | 暗騒音 | アイドル | 60% | 70% | 80% | 85% | 90% |
|---------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 実験場正門 （約 200m） | 37dBA | 63dBA | 65dBA | 66dBA | 61dBA | 65dBA | 68dBA |
| 浜浅内集会所 （約 1.6km） | 43dBA | 41dBA | 40dBA | 44dBA | 43dBA | 38dBA | 39dBA |

地点でエンジン音源の寄与が暗騒音と同程度にでもあるならば、暗騒音状態からアイドル運転した場合や、最大レイティングに移行した場合にあるべき 3dB の音圧レベルの上昇が見込まれるべきである。しかし、実測値では暗騒音レベル程度またはそれ以下のレベルが維持されており、エンジン音源寄与分は暗騒音にマスキングされていると考えられる。表 5-2 の騒音レベル予測に基づく、実験場から 1.5km 以上離れた地点では、90%レイティングで大気吸収を考慮すると 31(dBA)程度であることから、エンジン音源の寄与度が小さいと推測される。

5. まとめ

エンジン騒音低減の研究では、エンジンを使った総合評価が有益である。JAXA では、騒音データ取得と運転試験技術向上を目指して YJ69 ターボジェットエンジンを供試エンジンとする屋外運転試験を開始した。本報は、個別の試験結果の考察に先立って、現在までの騒音試験について試験方法を中心に報告するとともに、実測に基づく騒音影響を簡易に考察した。今後もエンジンを使った騒音試験が継続実施されて、計測精度向上やノウハウ蓄積が図られる結果、本報で見た騒音試験方法や影響検討にも改善が加えられることを期待する。

最後に、屋外運転試験に御支援、御協力をいただいた、大樹町、能代多目的実験場、ジェットエンジン技術研究センター、石川島播磨重工業株式会社、INC エンジニアリング株式会社、他関係各位に深く感謝する。

参考文献

- (1) International Civil Aviation Organization ; “International Standards and Recommended Practices”, Environmental Protection Annex16 to the Convention on Civil Aviation, Vol.1 Aircraft Noise 3rd Edition, 1993.
- (2) 川上 ; “ICAO での航空機騒音に対する取り組み”, 騒音制御 Vol.31-2, 2007.
- (3) M.J.Lighthill ; “Jet Noise”, AIAA Journal Vol.1 pp.1507-1517, 1963.
- (4) D.Reed 他 ; “航空機騒音低減へのボーイングの取り組み”, 騒音制御 Vol.31-2, 2007.
- (5) 例えば, J.K.C Low 他 ; “Advanced Subsonic Technology, Separate-Flow High-Bypass Ratio Nozzle Noise Reduction Program Test Report”, NASA-CR2000-210040, 2000.
- (6) 例えば, J.F. Groeneweg 他 ; “Turbomachinery Noise”, NASA-RP-1258-Vol.1, 1991, pp.151-209.
- (7) NAL 原動機部 ; “航空機用ジェットエンジンの研究開発 (第一期)”, NAL-TR482, 1977.
- (8) 渡辺他 ; “ファンエンジン FJR710/20 の騒音測定試験 (1)”, NAL-TM446, 1981.
- (9) 渡辺他 ; “ファンエンジン FJR710/20 の騒音測定試験 (2)”, NAL-TM455, 1982.
- (10) NAL 原動機部 ; “航空機用ジェットエンジンの研究開発 (第二期)”, NAL-TR741, 1982.
- (11) 小林他 ; “Development of Two Active Noise Control Technologies at JAXA”, 第 2 回 ESPR シンポジウム, 2004.
- (12) H.Kobayashi 他 ; “Effects of Tab Size on Supersonic Under-Expanded Cold and Heated Jet Noise Suppression and Jet Thrust Loss”, AIAA-93-4348, 1993.
- (13) K.Nagai 他 ; “Under-Expanded Supersonic Jet Noise Suppression by Tab-Mixers and Ejectors”, 7th-ICSV-1179, 2000.
- (14) T.Ishii 他 ; “Experimental Study on Noise Cancellation of Turbomachines”, Internoise 2001-424, 2001.
- (15) 石井他 ; “マイクロホンアレイによるジェットエンジン付翼模型の騒音計測”, 騒音制御 27-5, 2003, pp.349-354
- (16) 大貫他 ; “小型超音速実験機第 2 回飛行試験”, JAXA-RR-06-049, 2007.
- (17) 生沼他 ; “ジェットエンジン騒音計測・監視用ローバーの開発”, ロボメカ 2007-2A1-C10, 2007.
- (18) 長井他 ; “ジェットエンジン地上運転試験におけるローバーの活用”, ロボメカ 2008-2P2-D14, 2008.
- (19) 石井他 ; “ジェットエンジンの騒音計測”, 第 47 回航空原動機宇宙推進講演会 B-25, 2007.
- (20) 松岡増二 ; 「ジェットエンジン構造編」, (社)日本航空技術協会, 1987, pp.39-41
- (21) 小林他 ; “球形状エンジン吸入整流装置の研究開発”, NAL-TR833, 1984.
- (22) C.L.Morfe ; “Rotating Pressure Patterns in Ducts”, Journal of Sound and Vib., Vol.1, 1960.
- (23) J.M.Tyler and T.G.Sofrin ; “Axial Compressor Noise Studies”, SAE Transactions Vol.70, 1962, pp.309-332
- (24) 梶 ; “騒音(2)”, 日本ガスタービン学会誌 Vol-62, 1988.
- (25) A.Powell ; “Noise of Choked Jets”, Journal of Acoustic Society of America, Vol-25, 1953, pp.385-389
- (26) <http://www.town.taiki.hokkaido.jp/pages/koukuu/index.html>
- (27) http://www.jaxa.jp/about/centers/ntc/index_i.html
- (28) 経済産業省産業技術環境局 ; 「公害防止の技術と法規 (騒音編)」, 丸善, 2002.