

## 騒音計測における小型ジェットエンジン利用技術

生沼秀司、長井健一郎、石井達哉(宇宙航空研究開発機構)  
武田克己(航空宇宙振興財団)

### Small Jet Engine Technologies Applied for Noise Measurement

Hideshi Oinuma, Kenichiro Nagai, Tatsuya Ishii (JAXA)  
Katsumi Takeda (JAST)

#### 概要

小型ジェットエンジンを使った騒音の計測と制御についての実験の需要が高まっている。飛行実験への発展などを視野に入れると、高温排気ジェットや圧縮機音を模擬でき、かつ機動性に富んだ小型ジェットエンジンが必要である。一方、ラジコン飛行機用小型ジェットエンジンは、信頼性、耐久性、操作性が格段に向上し、エンジン運転実験、風洞実験、更に飛行実験に堪えうる有力な実験装置として期待されている。かかる背景の下、小型ジェットエンジンを様々な騒音実験に利用しながら、ノウハウを蓄積してきた。本発表は、小型ジェットエンジンを使った単体運転、能動制御実証、風洞模型、飛行実験について、適用例を紹介する。

#### 1. はじめに

エンジン騒音の計測と制御の研究には、本来、実機級ジェットエンジンによる運転実験が望ましい。しかし、エンジン運転実験に見合う設備、費用、期間の要件を揃えることは困難な場合が多い。一方で、短期間での結論を見極める簡易な実験や、機体とエンジンとを組み合わせた全機システムの騒音計測など、エンジン騒音を取り巻く実験需要は多様化しており、柔軟な対応が求められている。エンジンを風洞模型へ組込んだ本格的な実験や、飛行実験を視野に入れると、以下の要件を満たす小型ジェットエンジンが望まれる。

- 1) 吸気と排気で別個の音源を模擬できること
- 2) 高温ガスの排気を模擬できること
- 3) 運転制御や保守管理が容易であること
- 4) 実エンジンに比べて低価格であること

近年、ラジコン飛行機に搭載する小型ジェットエンジンは、電子制御ユニット (ECU: Electric Control Unit) の発展もあり、始動性、安定性、

信頼性が格段に向上し、性能面、価格面でも小規模実験に適用できる水準に至っている<sup>[1]</sup>。

そこで、上記実験需要に応えるべく、小型ジェットエンジンに関連する実験技術を蓄積することを目的として、幾つかの騒音実験に小型ジェットエンジンを適用してきた。本報では具体的な事例を紹介する。

#### 2. 小型ジェットエンジン

エンジンは、空気取入口、遠心圧縮機、燃焼器、軸流タービン、排気ノズルを備え、推力 9~19kg で最高回転数は 10 万回転を超える。ここでは AMT 社製 Olympus を例に主要諸元を表 1 に示す。エンジンの外観を図 1 に、運転のための付帯装置等を図 2 に示す。

エンジンは ECU を介して制御される。ECU には非接触磁気センサーによるエンジン回転数及びノズル部の K 型熱電対によるタービン排気温度が入力され、スロットル変化量を燃料ポンプ印加電圧に

変換しつつ、回転数制御を行う。ECUに内蔵されたROM (Read Only Memory) には約 30 分間の運転履歴 (回転数、EGT : Exhaust Gas Temperature、スロットル量) が記録されるので、異常時の原因究明に役立つ。この他、ASU (Automatic Startup Unit) は始動時の複雑なシーケンスを自動的に処理する機能が備わっており、ASU を併用する事で運転時の安全性と操作性が向上する。

エンジンの始動は、電動モーター或いは圧縮空気によってローターを回転させて着火用 LPG を供給する。その後、一定回転になった所で燃料ポンプを作動させて JET-A1 に燃料を切り替える。前記 Olympus エンジンの場合、始動から 30 秒程度でアイドル回転に達する。なお、潤滑油は指定混合比で燃料と混合する。エンジン停止の際には、軸受の焼付き防止のため、潤滑油混合燃料を軸受に供給後、燃料供給を停止し、タービン排気温度が一定以下となるまで、電動モーター或いは圧縮空気によってローターを回転させてエンジンを冷却する。

### 3. 騒音能動制御

小型ジェットエンジンを最初に適用したのは、騒音能動制御についてである。これは、エンジン吸気側圧縮機の翼通過周波数音を音響スピーカーや圧電音源による二次音で相殺するものである。本格的な実験に入る前に、エンジンの運転制御法習得やエンジンの騒音特性調査のため、エンジン単体運転と放射音計測を行った<sup>[2-4]</sup> (図 3)。

計測結果から、運転範囲や対象周波数などを決定し、エンジン上流側に取り付ける制御用ダクトを試作した。騒音制御実験 (図 4) では、誤差センサーをダクトに取り付けたマイクロホンとし、波形相殺による特定音響モードの低減を試みた。電動モーター駆動によるダクトドファン試験設備での実験とは異なり、回転数変化の大きいエンジンに於いても一定量の能動制御を持続できることを実証した。

### 4. 風洞実験 (半載模型、無響風洞)

次に適用されたのは風洞実験である。これは、主流中に置かれた模型が発する音を同じく主流中に置かれたマイクロホンアレイにて検出する試みである。前記 AMT 社製 Olympus エンジンを半載翼模型のナセル内に設置して、気流中で運転することとなった<sup>[5-6]</sup> (図 5, 6)。

運転に必要な燃料ポンプや ECU は、模型胴体内に置かれ、パイロンを貫通する電気配線と燃料パイプを経由してエンジンに繋がっている。模型本体は風洞の回転台に直結されており、任意の迎角に設定される。試験中の空力性能測定には計測胴の六分力天秤を使った。排気ガスを風洞外部に吐出するために模型後方約 1.5m の地点に排気集合ダクトを設置した。排気ガス集合ダクトは空力騒音発生源となることが予想されたが、発生音の周波数がかけ離れていること及び音源探査の領域外であることから問題とならなかった。

なお、JAXA 大型低速風洞は騒音研究用に造られておらず、計測部分が吸音処理されていない。また、送風機の暗騒音も大きい。従って、音源探査は信号雑音比の大きい対象に限定されるといった問題がある。かかる問題を解消し、多様な空力騒音の実験が可能となるように、無響風洞 (図 7) を活用して小型ジェットエンジンを含む騒音実験環境を整備している<sup>[7]</sup>。図 8 は飛行実験前のジェット機模型のエンジン動作確認と騒音レベルを簡易に計測した例である。

### 5. 飛行実験

小型ジェットエンジンは飛行実験、即ち、模型飛行機を移動音源とする飛行時の放射音計測実験に利用されている<sup>[8-11]</sup>。実験では、模型飛行機をマイクロホンアレイと結合させて、航空機模型のエンジン及び機体の音源探査を試みている。機体とのバランスから、供試エンジンは主に推力 10kg 程度のエンジンを採用している。現在のところ、2 種類の実験用模型飛行機を使用している<sup>[12-16]</sup>。

一つは、広い速度範囲でジェット騒音を計測する或いは消音装置の性能を確認するのに適した単発ジェット機である(図9)。これは、全長1.8m、全幅1.6m、重量10kgでエンジンはJETCAT社製P-80(推力約9kg)を搭載する。飛行時間は10分間、最高速度は約250km/時である。ピトー管による対気速度をもとにエンジン出力調整を行う速度コントロール装置を使用できる。各スロットル位置の制限速度は地上で入力することができる。エンジン排気ノズルから少し後方には排気パイプが取り付けられている。空気取入口から吸入される空気の一部はバイパスされて、エンジンを冷却した後、排気パイプを通して外部へ放出される。機体には他に、監視用小型カメラ、画像送信機、GPSアンテナ、無線モデムなどが搭載されている。着脱可能な増槽部分には超音波センサーや赤外線センサーが埋め込んであり、高度計測の実験に使用した。

もう一つの実験用模型飛行機は、双発ジェットスケール機(図10)である。エンジンのみならず、他の要素から発生する音を比較的大型の模型で計測することを目的とする。全長4.0m、全幅3.9m、重量43kgの機体にAMT社製Mercury(推力約10kg)を2基搭載する。このエンジンはアイドルから定格までの応答性に優れているため、準滑空条件の実験に適している。燃料はJET-A1を最大8L搭載し、最高速度は約200km/hで、一回あたりの飛行時間は約10分間である。エンジンをナセル模型に収納する場合、ナセル内側のストラットでエンジンを支えて、エンジン周囲に冷却空気が通風させるとともに、排気ノズルをエンジンノズル後方に据え付ける。これによって、エゼクタ効果促進とエッジトーン抑制を図っている。エンジンの高温排気は、パイロン後部やフラップへの熱影響が想定されたため、エンジン運転時に該当箇所の温度を調べ、耐熱塗料を塗布する他、高温気流が衝突する突起部分を削る改造を施した。機体には他に、複数個の監視用小型カメラ、画像送信機、GPSアンテナ、無線モデム、ビデオ収録装置が搭載されて

いる。前胴下面には、高度計測用の超音波センサーや赤外線センサーを設置することもできる。

## 6. まとめ

小型ジェットエンジンの利用可能性に着目し、様々な実験に適用してきた。小型ジェットエンジンを活用する騒音や空力の実験は、まだ始まったばかりであり、克服すべき課題も多い。センサー、収録装置、通信装置の小型化や軽量化が進めば、一層の発展が見込まれるため、風洞実験や飛行実験を通じた実験技術の向上を図るつもりである。

## 文献

- (1)<http://www.amtjets.com/>
- (2)生沼, 長井, 武田, 石井, " マイクロガスタービンエンジンをを用いたファン騒音低減研究", GTSJ 秋季講演会, (2001).
- (3)長井他, " 航空エンジン騒音の低減技術", 航空宇宙技術研究所 第38回公開研究発表会, (2000).
- (4)H. Oinuma, NAL News Letter, 4-1(2001).
- (5)清水他, " エンジン付き翼模型の騒音源探査", 日本機械学会 2002 年次大会, (2002).
- (6)石井, 生沼, 長井, 武田, " 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).
- (7)生沼他, " 航空エンジン要素の騒音低減化に関する実験的研究", 日本機械学会第77回流体工学部門講演会, (1999).
- (8)生沼, 石井, 長井, 武田, " 無人ジェット機を用いた航空機騒音源探査法の開発", 機械学会 第14回環境工学総合シンポジウム 2004, (2004).
- (9)石井, 生沼, 長井, 武田, " ジェットエンジン付航空機模型の音源探査", ロボメカ 2005, (2005).
- (10)電波実験社, " 社会に貢献する RC 実験機の最先端レポート", ラジコン技術 2003-5 (2003).
- (11)電波実験社, " JAXA の飛行実験でラジコン機が活躍", ラジコン技術 2005-5 (2005).

- (12)生沼, 長井, 石井, 武田, ” 飛行実験用ジェット無人機”, ロボメカ 2004, (2004).
- (13)生沼, 長井, 石井, 武田, ” 模型飛行機を使った飛行実験における計測技術”, ロボメカ 2005, (2005) .
- (14)<http://www.ista.jaxa.jp/een/c02.html>
- (15)<http://www.ista.jaxa.jp/een/c03.html>
- (16)[http://www.ista.jaxa.jp/res/a03/b04\\_04.html](http://www.ista.jaxa.jp/res/a03/b04_04.html)



図 1．AMT 社製 Olympus エンジン外観

AMT社製 Olympus(標準仕様) エンジン

直 径 Diameter	130 mm
全 長 Length	270 mm
自 重 Weight turbine	2.4 kg
最大 推 力 Thrust	190 N(19.3 kgf) at 110, 000 rpm
最高回転数 Maximum rpm	110, 000 rpm
圧 縮 比 Pressure ratio	4:1 at 110, 000 rpm
流 入 空 気 量 Mass flow	24 kg/min at 110, 000 rpm
タービン出口温度 Exhaust temperature	700 °C at 110, 000 rpm
燃 料 消 費 量 Fuel usage	550 gr/min at 110, 000 rpm
燃 料 Fuel type	Kerosene/Jet A1 etc.

表 1．AMT 社製 Olympus エンジン仕様

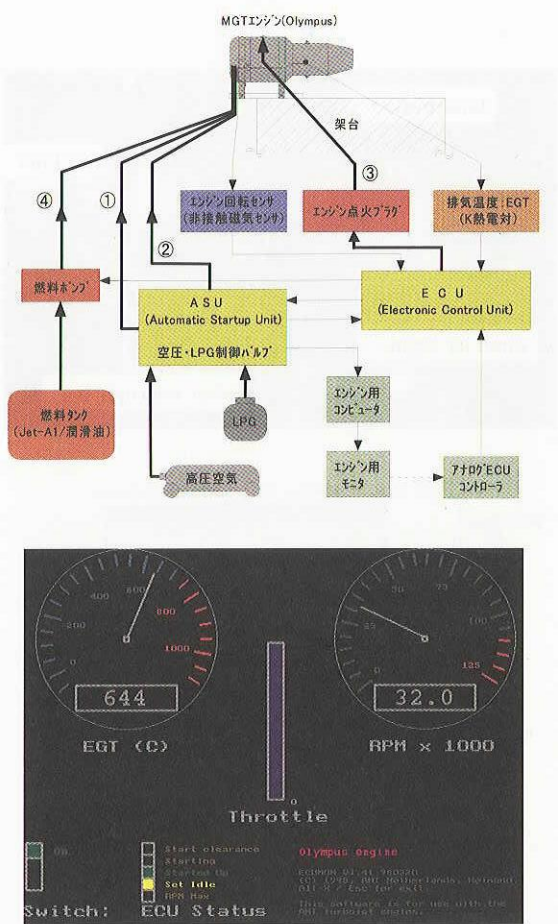


図 2．エンジン付帯装置と ECU 状態表示画面



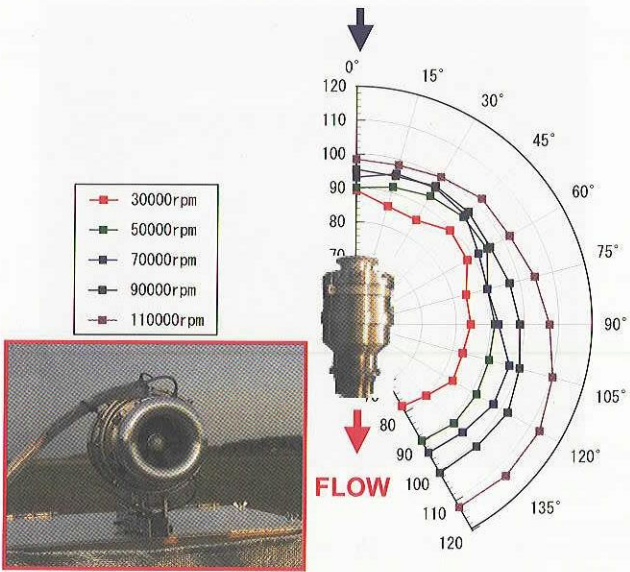


図 3. エンジン単体運転と騒音放射量

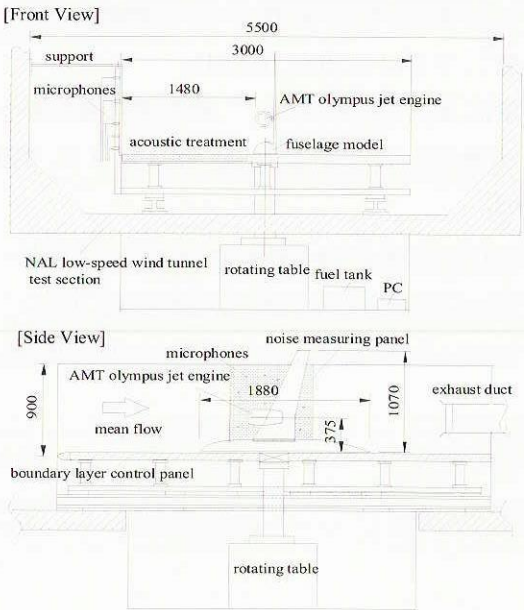


図 5. 小型ジェットエンジン付半載翼模型

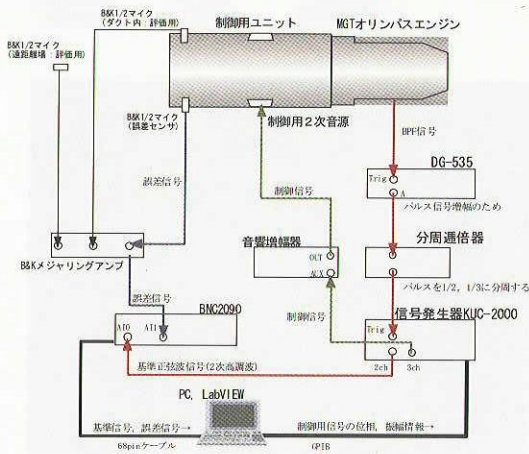
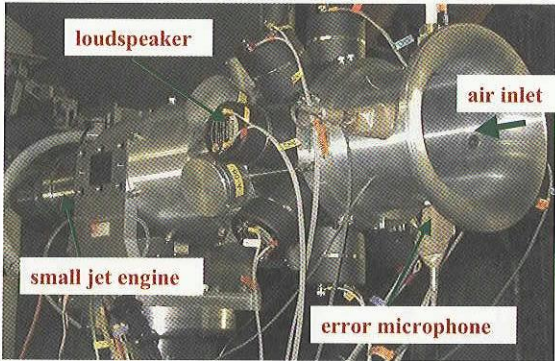


図 4. 騒音能動制御実験形態

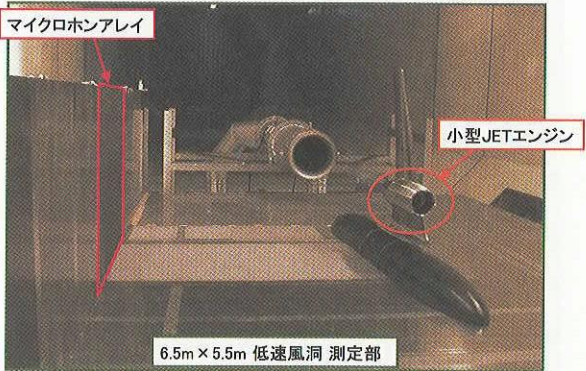


図 6. 半載翼模型実験 (JAXA 大型低速風洞)



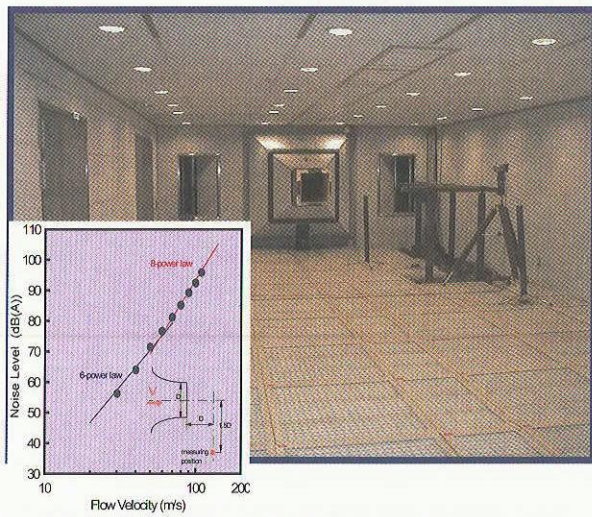


図 7. 無響風洞と騒音特性

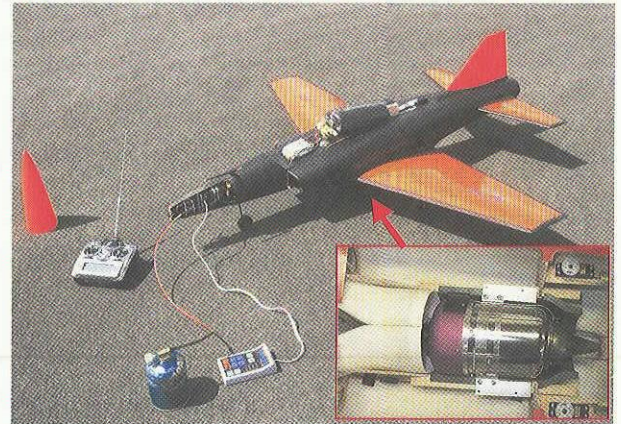


図 9. 単発ジェット機模型

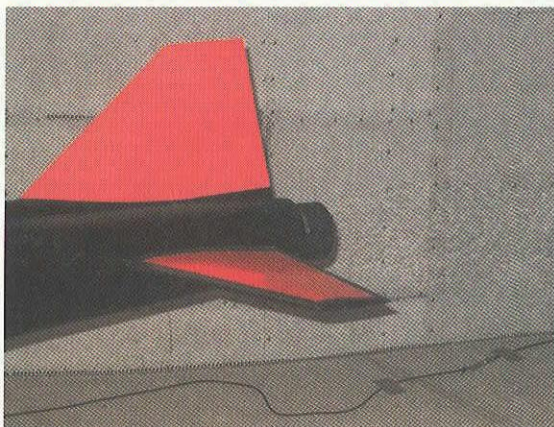


図 8. 無響風洞内でのエンジンテスト



図 10. 双発ジェット機模型

