

8. エンジン騒音の制御・評価技術に関する研究

航空宇宙技術研究所 航空推進研究センター
石井達哉、長井健一郎、生沼秀司、武田克己

Research on Control and Evaluation of Noise Radiated from Aircraft Engines

Tatsuya Ishii, Kenichiro Nagai, Hideshi Oinuma and Katsumi Takeda
National Aerospace Laboratory, Aircraft Propulsion Research Center

Noise control technologies including active noise control have been carried out during the last decades in National Aerospace Laboratory. However, the research and development was limited to fundamental experiments to confirm the noise control concepts or theories whereas the requirement of practicing those technologies is increasing more than ever. To advance the practical aspects, the noise evaluation technology as well should be enforced since appropriate application of noise control to aircraft engines needs sufficient information on noise sources. Noise evaluation technology consisting of source localization and modal decomposition helps to obtain the acoustic characteristics of the radiated noise. This report summarizes the research and development on noise control conducted until now and then introduces a research project for the noise evaluation technology that has started this year.

1. はじめに

当所航空推進研究センターでは、平成5年から平成10年にかけてファン離散周波数騒音の能動制御に関する基礎研究[1, 2]を実施するとともに、当所の航空安全・環境適合性技術(ASET)の研究に関連して超音速ジェット騒音の低減並びにファン騒音能動制御を総合的に評価するエンジン実証研究の提案を行ってきた。その結果、平成13年度から実機級エンジン騒音の計測と評価技術に関する研究が開始される運びとなった。本報では、これまでのエンジン騒音制御に関する研究活動とASETにて実施する騒音評価研究を概説する。

2. これまでの研究概要

2-1. 能動制御研究の背景 現在主流のジェット旅客機では、エンジンの性能低下を抑えつつ静粛性を高めることが空港周辺の環境改善、ひいては航空機導入の是非にも影響する課題であり、低騒音化に向けての技術開発が継続されてきた。その結果、現行の高亜音速機に搭載される高バイパス比ターボファンエンジンでは、B707など初期のジェット旅客機に比べて20EPNdBも騒音低減が達成されている。エンジン性能向上を目指した超高バイパス比ターボファンエンジンでは、バイパス比の増加がジェット騒音を低減させた反面、ファン騒音を相対的に増加し、かつファン離散周波数音帯域が低下する傾向に

ある。消音装置に関しては、エンジン重量軽減の制約のためナセル長及び厚さが減少し、低周波数のファン騒音に必要な容積を持った吸音構造を確保することが困難になると予想される。また、エンジンの静粛性を追求すると、離着陸時のファン騒音変化に追従して効率よく騒音を低減することも必要となる。このため、従来のパッシブ型吸音ライニングの限界を補い、広い周波数帯で低減性能を維持する軽量・小型の騒音低減装置の研究開発が望まれている。

2-2. 技術課題と対策 これらの要望を満たす手段の一つとして、騒音の能動制御法(Active Noise ControlとかActive Noise Cancellation)が考えられる。騒音の能動制御法の起源は古く、前世紀前半の基本特許[3]にさかのぼるが、一般的な実時間フィードフォワード法などは近年のデジタル信号処理の発達をみるまで実用化が困難であった。比較的低周波数のダクト内騒音削除から始まって、1990年代には航空エンジンを想定した研究へと拡大した[4,5,6,7]。これに伴い、ターボファンエンジンを含めた回転機械騒音に適用する際の技術課題も幾つか明らかとなってきた。最初の課題が二次音源の音響出力不足である。現行のスピーカを用いると、例えば一般オーディオ用(650Hz~10kHz, 60W入力)で110dBが上限であり、エンジン内部のファン離散周波数音(例えばYJ69-406T 80% Rating以上で150dB以上)に遠く及ばない。ス

ピーカのドライブ部の磁石による重量増や入力エネルギー軽減も検討すべき課題である。圧電素子による二次音源は、寸法・重量の小型化が期待できるが、効率に加え高い印加電圧が使用上の課題となりうる。次の課題が音響モードの扱いである。通常のダクト内騒音では平面波伝播を仮定し、一出力の二次音で対処ができるが、高速回転機械の場合には、回転圧力場、動静翼圧力場/後流干渉など様々な要因により、回転伝播する Spinning Mode がダクト伝播する [8] Spinning Mode を二次音で相殺するには、二次音が一次音に対して反位相の Spinning Mode でなければ、局部的に二次音が増幅する Spillover の問題を引き起こす。例えば、最も単純な (1,0) モードを励起するには最低 4 個の二次音源を同一円周上等間隔で配置し、それぞれを ± 90 度の位相ずれを持たせて駆動しなければならない。さらに高次でかつ複数のモードがダクト伝播する条件では、二次音源への出力数は増加する。数千 Hz に及ぶ離散周波数の高さも一つの課題となる。アダプティブフィルタが時間可変する場合、実時間処理速度が応答の律速条件となる。

以上の課題に対して考案された騒音制御概念が複合型能動制御である (図 1)。これは、既存或いは新しい吸音ライニングを用いて、ファン騒音を二次音源の音響出力と同等となる水準にまで下げておき、能動制御を適用するものである。これによって、

- (1) 高レベルの離散周波数成分だけを選択的に除去
- (2) 吸音材使用量を抑制し、重量抑制を促進
- (3) 消音装置によるエンジン性能損失を削減を目指す。吸音ライニングとの併用により二次音源の出力限界が緩和されることが予想され、現行の圧電素子を用いた二次音源の使用が可能となれば、二次音源の寸法・重量軽減も期待できる。また、低減すべきモードを選択するため、

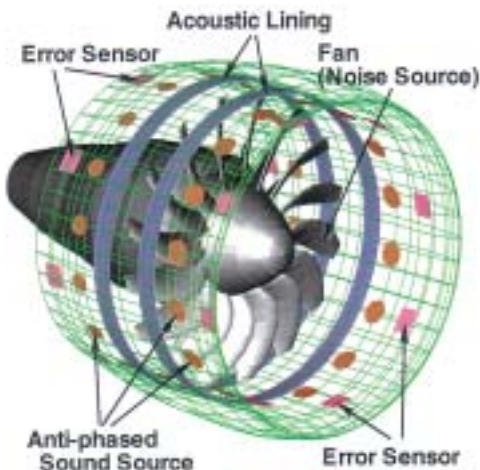


図 1 複合型能動制御の概念

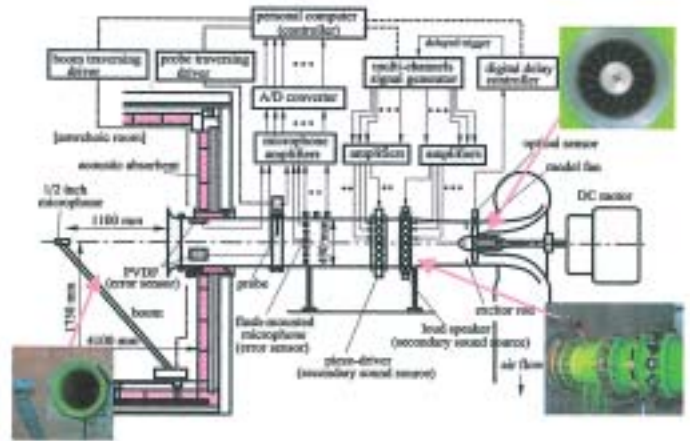


図 2 ファン騒音能動制御試験設備

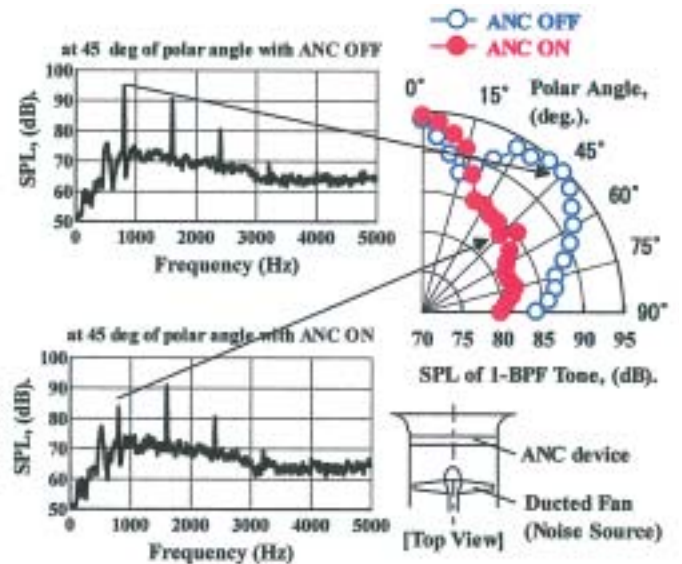


図 3 モード相殺による放射場での騒音低減分布 (スピーカ音源 & フラッシュマウントマイク)

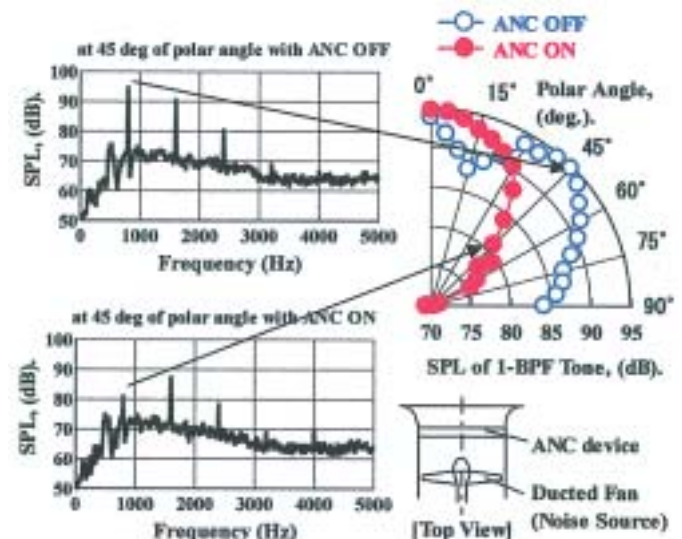


図 4 モード相殺による放射場での騒音低減分布 (PZT 音源 & フラッシュマウント PVDF)

二次音源を最も支配的な少数の音響モードに集中でき、システム全体の出力数の増加は抑制できる。基準信号の高周波数化については、準定常回転を仮定して、エンジン側の回転数変化に追従して、目標とする定フィルタ係数を順次切り替える。そのためには、多相の信号発生器のメモリに出力波形を保持し、外部同期位相と出力ゲインを調整することとなる。

2-3. 能動制御及び関連研究の経過 複合型能動制御の核となる能動制御技術に関しては、ファン試験装置(図2)を用いた基盤研究を平成8年度~平成11年度にかけて実施した。試験装置は騒音源となるモデルファン(16枚動翼、400 kW-10000rpm駆動モータ)、Spinning Modeを検出するためのマイクロホンアレイや可動プローブマイクロホン、二次音を送出するスピーカや圧電式音源が設置されるダクト、及び放射音を計測する無響室で構成されている。この試験装置では、ファン動翼と干渉ロッドから発生する支配的なSpinning Modeを二次音源から送出しておき、ダクト内外のエラーセンサの出力が最小となるように二次音送出時の位相と振幅を調整する仕組みとなっている。制御試験では、ファンの回転数を一定(準定常)にしておき、二次音の発生位相と振幅を最適化してから、無響室内で放射音を計測する。既に、単一モードの相殺、高調波音と基本周波数音の同時低減を始め、圧電セラミクスを駆動源とした二次音源による制御、圧電フィルムを誤差センサとした効果を実証済みである。図3にはスピーカアレイとフラッシュマウント誤差マイクロホンによる騒音低減効果を、図4には圧電セラミクス音源とPVDF誤差センサによる騒音低減効果をベルマウス出口側で計測した結果を示す[1,2,9]

エンジン単体の騒音制御に加えて機体側との干渉を含めた騒音の総合的な評価と低減措置を講ずるべく、小型ジェットエンジンを騒音源とし、これに上記の能動制御及び機械的消音装置を適用する研究に平成11年度から着手した。平成12年度にはエンジン単体の騒音計測を実施し、計測データを基にして複合型能動制御用ダクトの製作を完了した(図5~6参照)[10]。エンジン前方側のダクトは、吸音部と能動制御部で構成されている。既にダクト装着状態での動作確認試験を完了し、ファン翼通過信号と信号発生器の同期試験を実施した。制御コード改良後、騒音低減性能の評価試験を実施する予定である。

ファン騒音の他に、ジェット騒音の寸法効果、飛行効果、小型エンジン騒音放射等の風洞試験を支援するために、平成9年度から既存の流れ場騒音試験装置を改造して多目的空力騒音試験設備(図7)を完成した。風洞部分はアルミ製

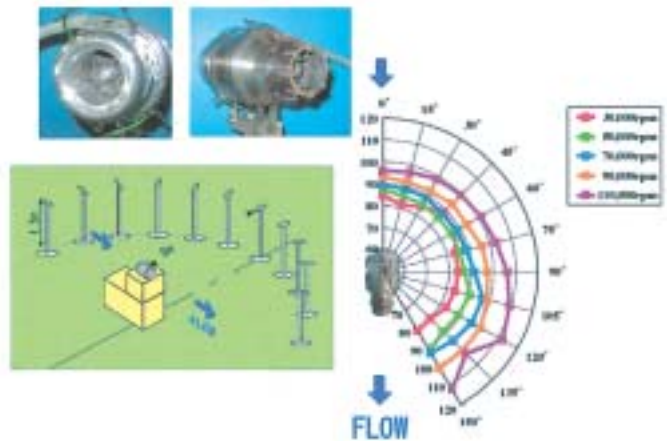


図5 小型エンジンと放射騒音計測結果

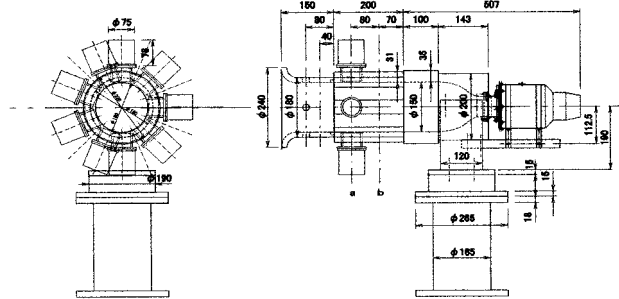


図6 小型エンジン ANC ダクト装着模型

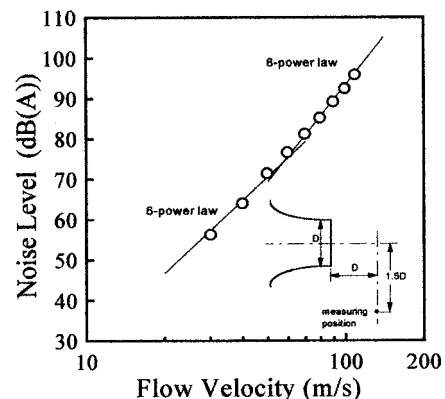
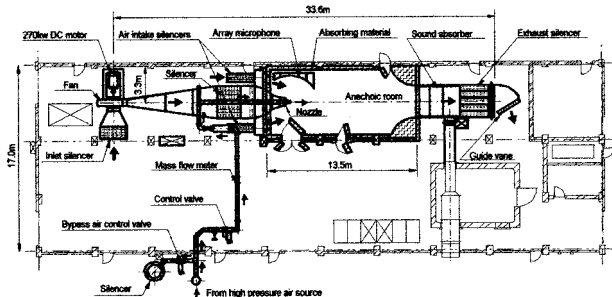


図7 多目的空力騒音試験設備平面図(上)ノズル気流騒音レベル(下)

硬質材で吸音処理されており、水平に挿入された750mm角又は500mm角のノズル(最大定格100m/s)、超音速ジェット騒音試験用円形100mmノズル(定格Mj=1.4)、放射音計測用マイクロホンアレイ、流れ監視用各種計測・監視機器を装備している。風洞用ノズル単体噴流時の暗騒音を図7に示す[11]。低速度域/低周波数帯では主流に対して近接音場が仮定され暗騒音レベルが6乗則に沿い、高速度域/高周波数帯では遠距離場と仮定され8乗則の傾向が見られる。今後は超音速ノズルと低速用ノズルを併用した時の飛行効果条件での騒音計測を予定している。

3. ASETでの研究活動

3-1. エンジン騒音の評価技術 平成13年度より、当所の航空安全・環境適合性技術(ASET)の研究の一環として、エンジン騒音の評価技術の研究に着手した。対象とするエンジンは、テレデザイン社製YJ69ターボジェットエンジン

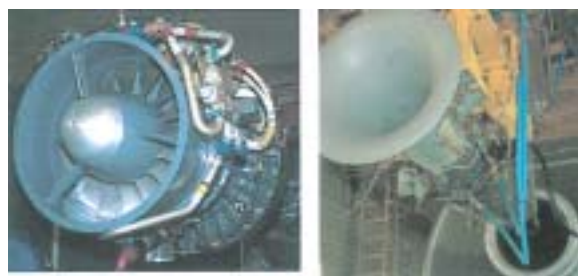


図8 YJ69とテストセル懸架状態

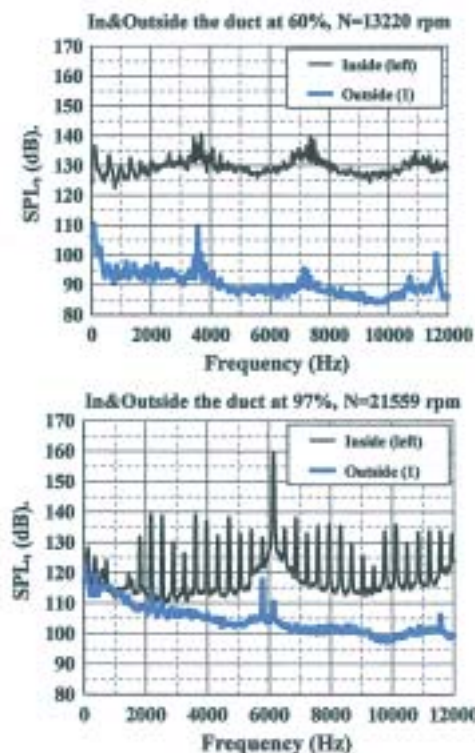


図9 60%及び97%におけるベルマウス内部音及びノズル側方放射音の狭帯域周波数特性比較

(図8)である。来年度にかけて、エンジン内外の騒音計測を進め、放射音源及び音響モードに関するデータを収集する。いずれも多点マイクロホンアレイを用いた同期計測技術が不可欠であり、ビームフォーミングやモード分離等の手法の確立も重要課題として残されている。データ分析精度向上のために、上記の多目的空力騒音試験設備での基礎試験や小型ジェットエンジン騒音制御試験の結果を利用する。YJ69による騒音試験は、航空推進6号館テストセル内での運転試験に加え、屋外運転試験をも検討している。これらの計測データは、複合型能動制御やジェット騒音制御における機械式デバイスを適用する際の設計データとして利用できる。

3-2. 予備試験 図9にYJ69を使った予備試験結果を示す。狭帯域周波数特性は、エンジン吸入側ベルマウスにフラッシュマウントしたマイクロホン及び排気ノズル側方のマイクロホンアレイにて検出された騒音レベルである。80%回転以上では、内部音に150dB~160dBの圧縮機翼通過周波数音が発生し、90%以上ではバズソー騒音が顕著に現れる。排気側では、圧縮機の基本翼通過周波数音及び一次高調波、さらに回転52次のタービン音も検出されている。

4. おわりに

これまで実施してきたエンジン騒音の制御研究の成果を基にエンジン騒音の評価技術の研究を開始した。実機級のエンジンを用いた運転試験を通じて適用上の諸課題を明らかにしたい。

参考文献

- [1] Ishii, T., Kobayashi, H., and Oinuma, H., *Journal of Aircraft*, 35-5, (1998).
- [2] Ishii, T., *Von Karman Institute Lecture Series on Aeroacoustics in Turbomachines*, (2000).
- [3] Leug, P., *Process of Silencing Sound Oscillations*, US Patent, No.2043416, (1936).
- [4] Koopman, G.H., Neise, W., and Chen, W., *Inter Noise-88*, (1988).
- [5] Thomas, R.H., Burdisso, R.A., Fuller, C.R., and O'Brien, W.F., *AIAA-Journal*, 32-1, pp.23-30, (1994).
- [6] Sutliff, D.L., Heidelberg, F.P., and Hu, Z., "Active Noise Control of Low Speed Fan Rotor Stator Modes", 1997, AIAA-97-1461.
- [7] Thomas, R.H., Burdisso, R.A., and Lane, S.A., *Journal of Aircraft*, 33-3, pp.524-531, (1996).
- [8] Tyler, J.M., and Sofrin, T.G., *S.A.E. Trans.*, 70, pp.309-332, (1962).
- [9] Ishii, T., Nagai, K., Oinuma, H., and Takeda, K., *Internoise-2001-424*, (2001).
- [10] Oinuma, *NAL News Letter*, 4-1, (2001)
- [11] 生沼、武田、長井、石井、*JSME流体工学部門講演会 1001*, (2001).