

# フェーズドアレイによる低速風洞での空力騒音計測

伊藤 健、浦 弘樹（宇宙航空研究開発機構）

## Aeroacoustic Noise Measurement with Phased-array Microphones in Low-speed Wind Tunnel

Takeshi ITO, Hiroki URA (JAXA)

### 概要

航空機の離着陸時の騒音に関し、エンジン低騒音化に伴い、近年、フラップや脚等から発生する機体空力騒音に注目が集まっている。これらの騒音評価および騒音低減のため、風洞を用いた詳細な試験および機体改良が必要とされている。JAXA風洞技術開発センターでは風洞試験における騒音評価のためPhased-Arrayによる音源探索システムを構築した。また、高揚力装置付き形態の試験を精度良く行うため、閉鎖型測定部での計測を行い、各種高揚力装置デバイスの発生する空力騒音の評価を可能とした。

### 1. はじめに

空港周辺での航空機の離着陸時の騒音は、航空機運用にあたって考慮すべきの非常に大きな問題である。近年、エンジンの改良による低騒音化に伴い、特に着陸時においては、エンジン騒音と比較してフラップや脚等から発生する機体空力騒音が無視できない大きさとなっており、これを低減する必要性が高まっている。これらの騒音評価および騒音低減のためには、航空機開発時に風洞を用いた詳細な試験および機体改良が必要とされている。

これまで風洞を用いた騒音計測に関しては、開放型測定部を無響室に設置し、気流中内で模型が発生する騒音を気流の外から計測する手法が中心であった。この計測手法は遠方に伝わる騒音を定量的に計測することが可能であり、騒音レベルの大小や指向性を評価することで実機が発生する騒音を予測してきた。

ところが、高揚力装置を備えた離着陸時の形態では大きな揚力が生じるため、開放型測定部を用いた風洞試験では、風洞気流に大きな偏向が生じ、正しい空力特性の取得が困難であるとともに、測定部下流で気流を受ける側からの吹きこぼれ等による騒音発生により、模型の発生する騒音計測に影響を及ぼすことが指摘されている。

また、騒音評価ではその発生位置の特定が重要であるが、騒音全体の総和を遠方から取得するだけでは、これは困難である。特に、フラップや脚、その他の騒音源が数多く存在する着陸形態では、各部位がどの周波数帯の騒音を発生しているかを把握し、的確な騒音低減策を講じることが必要不可欠である。

これらの問題を解決するため、JAXA風洞技術開発センターでは風洞試験における騒音評価のため、

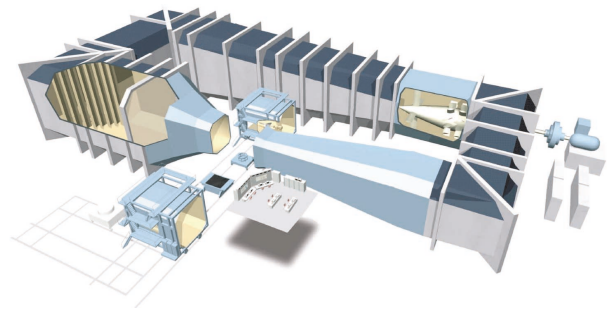


図1 6.5m × 5.5m 低速風洞

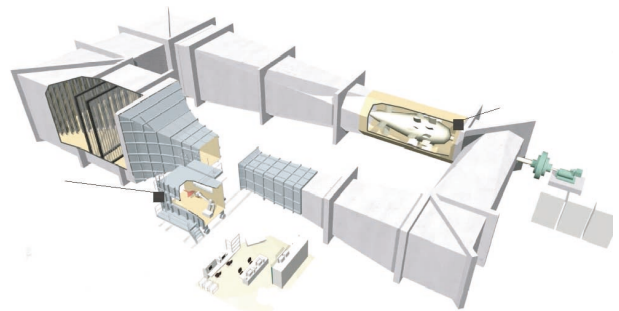


図2 2m × 2m 低速風洞

閉鎖型測定部における Phased-Array による音源探査システムを構築し、空力騒音の評価を行っている。本手法により、高揚力装置付き形態の試験を精度良く行い、また、音源の位置を特定することが可能となる。

## 2. 計測システム

音源探査計測システムの概要を図3に示す。風洞内の模型から発生した騒音を、風洞壁に設置されたマイクアレイで取得する。取得された信号は、シグナルコンディショナ、フィルタ、A/Dコンバータを経て、40kHz,16bitでパソコンにより収録される。収録されたデータの解析手法として、マイクで計測された各データについて各々フーリエ変換を行い、変換後の各位相を探査面まで補正 (Delay) し、波形を足し合わせる (Sum) 手法である Delay-and-Sum を採用している。この解析手法により音源の位置を映像化することが可能となる [1]。

風洞設置時の状況を図4 (2m×2m低速風洞)、および図5 (6.5m×5.5m低速風洞) に示す。それぞれ32chおよび48chのマイクをマイク取付板にフラッシュマウントさせ、風洞壁に取り付けている。マイク取付板には、壁面境界層の擾乱を低減するための吸音材を表面に貼り付けている。マイクアレイの特性を決めるマイクの配置には、少ない数のマイクでサイドローブを低減できるMulti Arm Spiral 配置を採用し、それぞれ計算機による音源探査シミュレーションを行い最適化した [2]。風洞設置時のマイクアレイの特性は、スピーカ音源を用い、無風時・通風時の比較等を通じて確認している [3]。

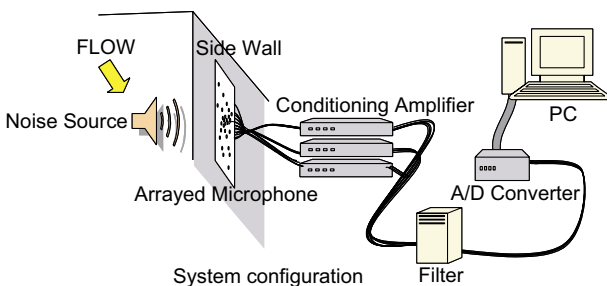


図3 音源探査計測システム

## 3. 音源探査計測結果

### 3.1 NACA0012 翼後縁ノイズ計測

フラップ、スラットなどの高揚力装置の騒音計測に先立ち、空力騒音の計測技術の確立と基礎的な現象把握のため、NACA0012の二次元翼模型を2m×2m低速風洞固定壁測定部の床面に垂直に設置して試験を実施した [4]。模型諸元はスパン1m、コード長0.4mである。

図6は風速50m/s、迎角9degの計測結果であり、(a)には周波数解析結果、(b)～(e)には各周波数帯域における模型圧力面側の音源探査結果が示されている。周波数解析結果では1077, 1303, 1582, 2600Hzで顕著なスペクトルが観測されている。ここで、音源探査結果(b)～(e)より1303Hzのスペクトルが模型の発生した空力騒音であることが分かる。この騒音は、その発生位置および試験条件から、2次元翼後縁から発生する騒音現象として広く知られている

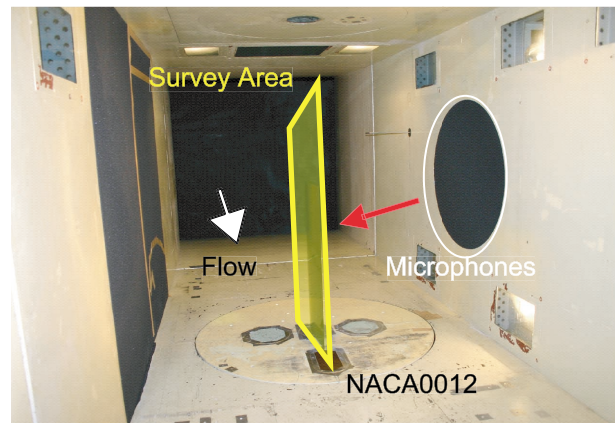


図4 2m×2m低速風洞での音源探査計測

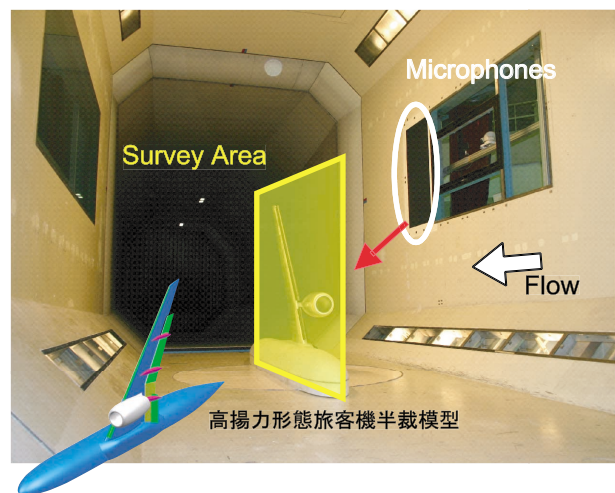


図5 6.5m×5.5m低速風洞での音源探査

翼後縁ノイズと考えられる [5]。一方、1077Hz、1582Hz では模型上に音源が無く、風洞の発生する暗騒音と考えられる。2600Hzは、1303Hzと同じ位置に音源が観測されることから翼後縁ノイズの高調波と考えられる。

図7は風速50m/sで迎角を変化させた結果である。9～11degにおいて翼後縁付近に音圧分布のピークが観測されている。迎角が増大するに従い音源位置は外翼側へ移動した。翼端渦や剥離等の影響により音源位置が移動したものと考えられる。

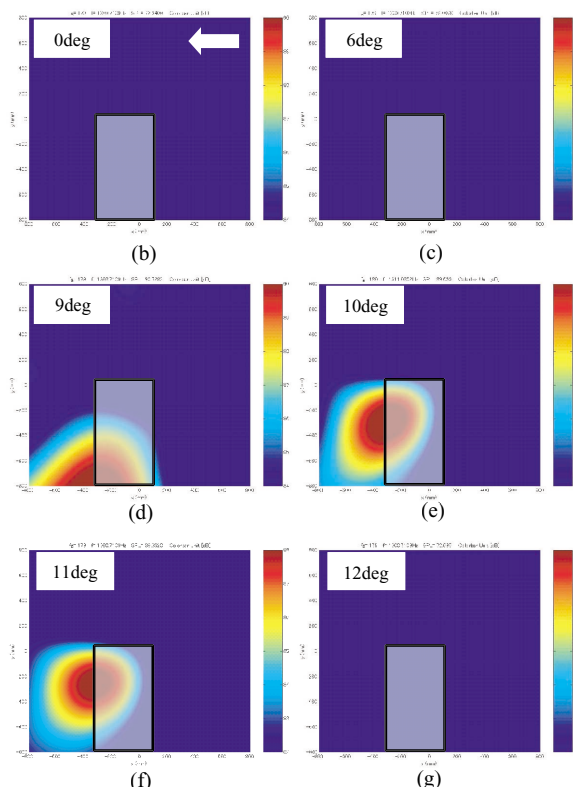
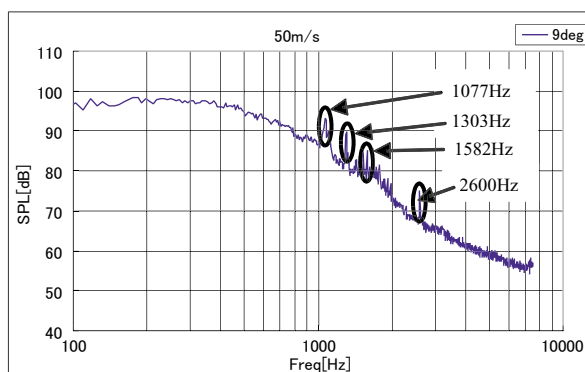


図7 NACA0012 翼後縁ノイズの迎角特性

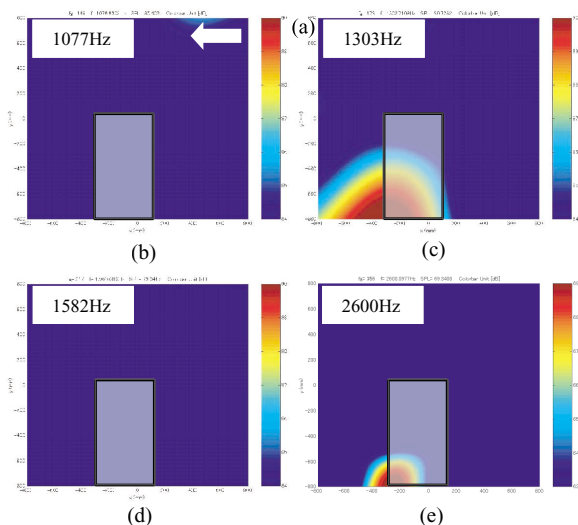


図6 NACA0012 翼後縁ノイズの音源探索計測

### 3.2 高揚力形態旅客機模型の空力騒音計測

高揚力装置付きの大型半裁模型を6.5m×5.5m低速風洞に設置して試験を実施した [6,7]。模型は、スラットとフラップ（内舷側二段、外舷側一段）およびエンジンナセルを持ち、全長4.9m、スパン2.3mである。本試験は、実機に近い形状の機体模型に対し、空気力、表面圧力、PSP、PIV、油膜法、チャイナクレーなどの多用な計測を行い、機体周りの流れ場の

把握とCFD検証データの蓄積を目指したものである。音源探索計測もこれら各種計測の一環として実施し、フラップやスラットの騒音評価を試みた [8]。

図8は風速60m/sでの巡航形態での音源探索結果である。フラップおよびスラットを収納した条件のため、これらのデバイスからの騒音は見られず、主翼端の渦による騒音と、ナセルパイロンと主翼前縁（収納したスラット）の干渉による騒音のみが見られている。

一方、図9は同じ風速での着陸形態での結果である。主翼端に加え、スラット端およびフラップ端の騒音や、スラット（特にスラット支持具）からの騒音が計測されている。低迎角ではフラップ端の騒音が中心であるが、迎角増加に従い、主翼端の騒音が増加減少し、高迎角ではスラット端とナセルパイロンの騒音が顕著になることがわかる。現段階では図中の騒音の強度は較正されていないが、今後処理法の改良により相対的な騒音の大小の比較も可能になる見込みである。これらの結果を基に、低減すべき騒音および周波数の特徴を把握することで、高揚力装置の騒音低減に必要な知見を得ることが可能となった。なお、本音源探索計測は、空気力との同時計



測が可能であり、試験の効率化を図ると同時に、空力現象との関係を厳密に把握することができる。

4. まとめ

低速風洞の閉鎖型測定部を対象として音源探索システムを新たに構築し、風洞試験において各種音源計測を行った。高揚力装置の試験など閉鎖型固定壁測定部での試験が必要な供試体に対しフラップやスラットの発生する空力騒音の取得と音源位置の特定が可能となった。今後、音源発生機構の解明や、騒音低減デバイスの開発など、航空機騒音の問題を解決するための貴重なデータを取得できると期待される。

参考文献

[1] Don H. Johnson, et al., Array Signal Processing, 1993. [2] Thomas J. Mueller, Aeroacoustic Measurements, 2001. [3] Ito, T., Ura, H., and Yokokawa, Y., Arrayed Microphone Measurement in Low Speed Wind Tunnel, ISIASF'05. [4] 浦、伊藤、横川、Phased-ArrayによるNACA0012翼型の音源探索、第37回流体力学講演会講演集、pp 271-274. [5] Akishita, S., Tone-Like Noise from an Isolated Two Dimensional Airfoil, AIAA-86-1947. [6] Ito, T., et al., High-Lift Device Testing in JAXA 6.5m x 5.5m Low-speed Wind Tunnel, AIAA-2006-3643. [7] Yokokawa, Y., et al., Experiment and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model, AIAA-2006-3452. [8] Ura, H., Yokokawa, Y., and Ito, T., Phased Array Measurement of High Lift Devices in Low Speed Wind Tunnel, AIAA-2006-2565.

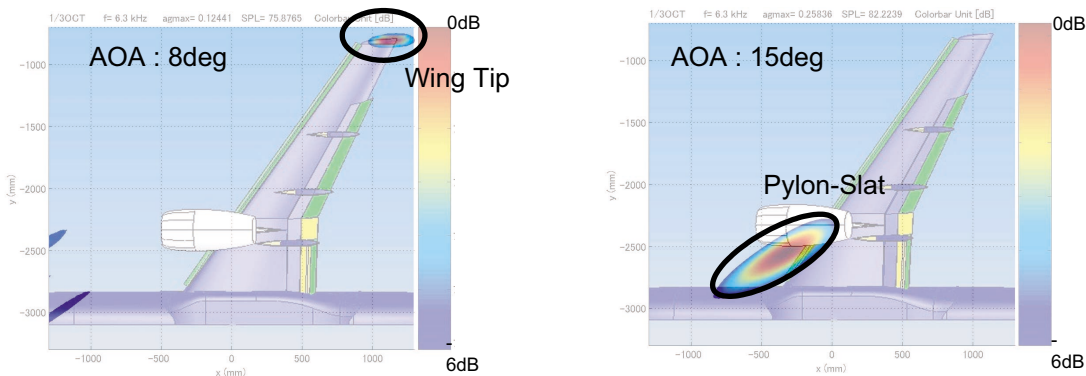


図8 高揚力形態旅客機模型の音源探索：巡航形態、60m/s, 6.3kHz

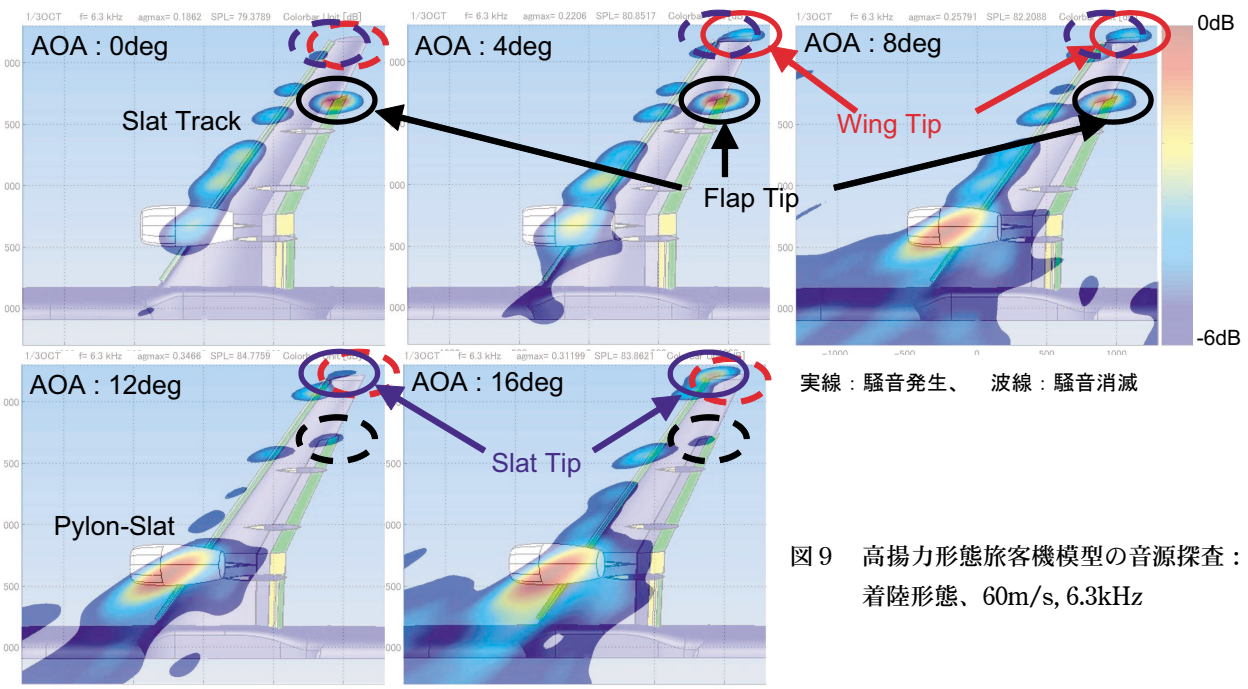


図9 高揚力形態旅客機模型の音源探索：着陸形態、60m/s, 6.3kHz