

No. 11

Phased-Array による NACA0012 翼型の TE ノイズに関する研究

浦弘樹, 伊藤健, 横川譲 (JAXA)

An Investigation of TE Noise on a NACA0012 Airfoil
by Phased-Array Measurement

Hiroki Ura*, Takeshi Ito* and Yuzuru Yokokawa*

* Japan Aerospace Exploration Agency

ABSTRACT

Phased-Array Microphone system has been developed at 2m×2m Low-speed Wind Tunnel (LWT2) of JAXA. As a function checkout of the system, NACA0012 airfoil was tested. The results of this test were observed distinctly the noise generated near or on the trailing edge. In this paper, the outline of the results is reported.

Keywords : TE Noise, Phased-array, NACA0012, Separation, Transition

1. はじめに

近年、航空機離着陸時の騒音対策が環境及び騒音規制の観点から特に注目を集めている。またエンジン低騒音化に伴い、フラップや脚等から発生する機体空力騒音についても無視できない状況であり、風洞試験等においてこれらの詳細な騒音分析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分析手法として音源探査システムに着目し、システムの構築を図った[文献(1)]。本試験では空力騒音の例として、NACA0012翼の後縁付近から発生する騒音に着目して音源探査を行ったので、その結果について報告する。

2. システム概要

システム構成を表1に示す。本システムでは32chのマイクをマイク設置板にフラッシュマウントさせた。マイク設置板は、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、測定部側壁に設置している(図2)。

表1 システム構成

計測機材	数量	詳細
マイク	32	φ 7mm、10Hz ~ 20kHz、30 ~ 140dB
シグナルコンディショナ	2	HPF1Hz、LPF50kHz、Gain: 0dB、+20dB
ローパスフィルタ	32	135dB/oct、1Hz ~ 119kHz
A/D	1	32chDAQ、16bit、1MHz

解析手法としては、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索面まで補正(Delay)し、波形を足し合わせる(Sum)手法である Delay-and-Sum を採用した。[文献(1)]

マイクの配置には Multi Arm Spiral 配置を採用し、周波数帯域 1kHz ~ 7kHz を対象としてシミュレーションを行い最適化した(図3、[文献(2)])。またマイクアレイの特性は、スピーカ音源を用いて無風時・通風時の比較等を通して確認している。[文献(3)]



図2 試験状況

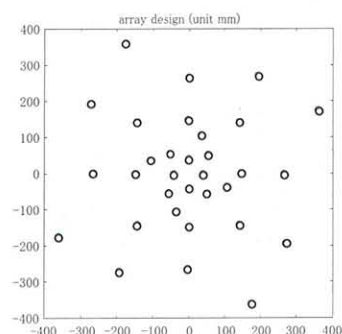


図3 マイクの配置

3. 音源探査

NACA0012 2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。模型諸元はスパン1m, コード長0.4mである。本試験は、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TE(Trailing Edge)ノイズについて、音源探査により現象を把握することを目的としている。

図4は風速50m/s, 迎角9degの計測結果であり、(a)は周波数解析の結果、(b)～(e)は各周波数帯域における模型圧力面側の音源探査結果である。ここで、図4(b)中の矢印は気流方向を示している。音源探査は気流に平行な面に対して行った。探査範囲が1.6m×1.6m、原点が測定部中心と一致した平面上での音圧分布である。また音圧分布は周波数解析結果の各周波数帯域における音圧レベルで規格化を行い、-6dBまでを出力している。

図4(a)の周波数解析結果より1077, 1303, 1582, 2600Hzで顕著なスペクトルが観測されている。これらの周波数における音源探査結果(b)～(e)より1303HzのスペクトルがTEノイズであることが分かる。1077Hz, 1582Hzのスペクトルについては暗騒音である。2600Hzについては、下図には示されていないが表示レンジを下げると1303Hzと同じ位置に音源が観測されることからTEノイズの高調波であると考えられる。

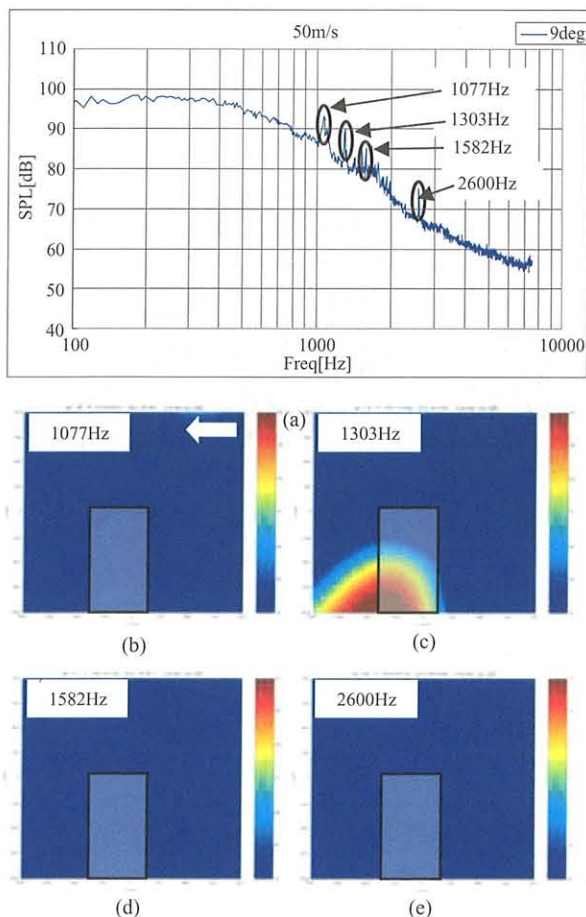


図4 TEノイズ50m/s 9deg

図5は風速50m/sで迎角を変化させたときの結果である。周波数解析の結果(a)をみると、迎角9～11degで1303Hzの周波数の変化しない離散騒音が発生しており、TEノイズの特徴を示している。また、音源探査結果についても同様に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。(d)迎角9degではこれが内翼側で、(e)10degと(f)11degでは外翼側で生じている。周波数が同じであること、翼後縁部での発生でありコード方向には移動がないことを考慮すると、翼端部等の3次元効果の影響によって音圧分布のピークが移動したと考えられる。

図6は迎角9degで風速を変化させた結果である。周波数解析結果(a)より風速40m/s～55m/sでTEノイズの周波数は1106Hzから1399Hzへと2割程度変化したことが分かる。この変化の原因を探るため、図(b)では横軸をス

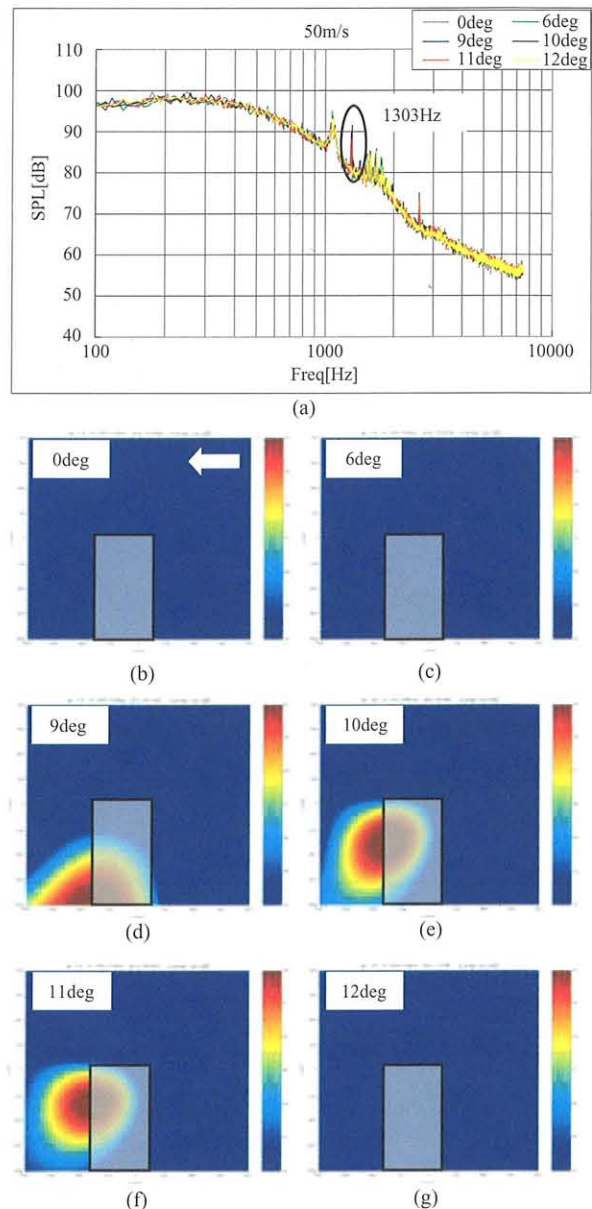


図5 迎角効果

トローハル数 $St=ft/U$ に換算している。但し、基準長を模型の最大翼厚さ、速度を主流流速として計算している。

結果は $St=1.2 \sim 1.3$ の幅を持ち、1割程度のばらつきがある。また風速が高くなるほど St が小さくなる傾向がある。従って、TEノイズの発生原因は翼後縁付近から発生するカルマン渦による渦騒音のみではないことも予想され、圧力面側層流境界層の遷移や不安定性を指摘している文献もある[文献(4)]。次に(c)～(f)を比較すると音源の範囲が風速に比例して内翼側へ移動しているが、これは迎角を変化させた時と同様に、風速に応じて翼端渦による影響を受ける範囲が内翼側へ広がったものと考えられる。

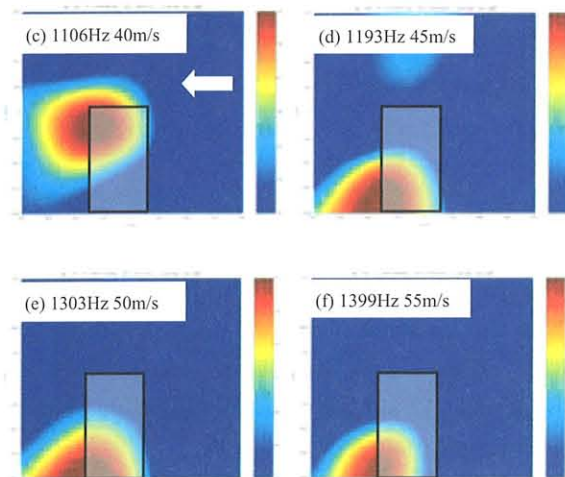
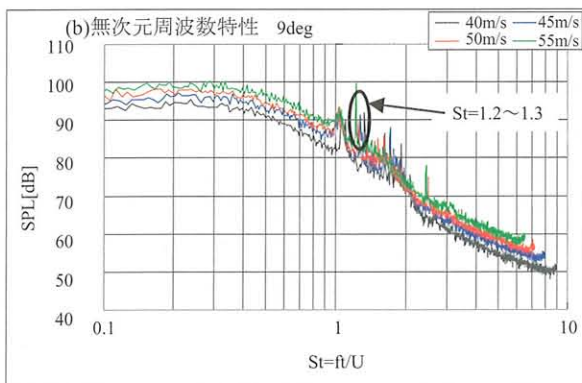
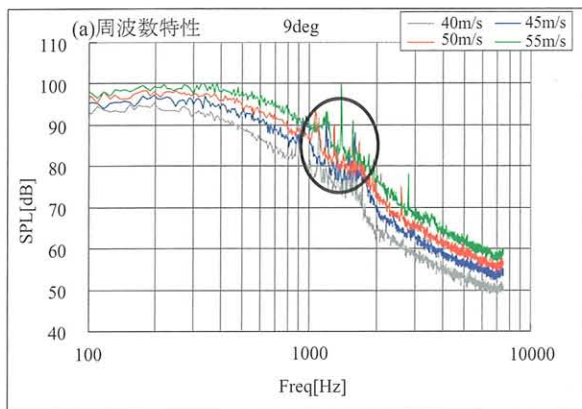


図6 Re数効果

4. 遷移と剥離

音源探査結果で観測された翼端等による3次元効果から、TEノイズは遷移や剥離等の流れの状態に依存すると考えられる。そこで本試験では遷移及び剥離について着目し、音源探査結果との関連性について調査を行った。

チャイナクレイ・オイルフロー・プレストン管による計測結果を図7～9に示す。ここで、図7については乱流部の始点を遷移点と定義し計測した。図8の圧力面側については乱流部の始点を遷移点と定義し計測した。図9は圧力分布を層流・遷移・乱流の各領域に分け、各領域を近似する接線の交点をそれぞれ遷移の始点及び終点とし、この2点の中点を遷移点と定義する手法を採用した[文献(5)]。また図10は、翼端からスパン方向500mmの位置における上記3手法で得られた結果の関係を示したものである。

図10よりチャイナクレイ及びオイルフローで計測された遷移点はプレストン管で計測された遷移領域に収まっている。また、オイルフローによって計測された遷移点はプレストン管計測結果の遷移の始点と良く一致している。そこで本試験でのオイルフローの遷移点をプレストン管計測の遷移の始点と仮定すると、風速50m/s、迎角9degで遷移領域の始点がほぼ翼後縁付近に存在することになる。これはTEノイズが発生し始める角度と一致する。

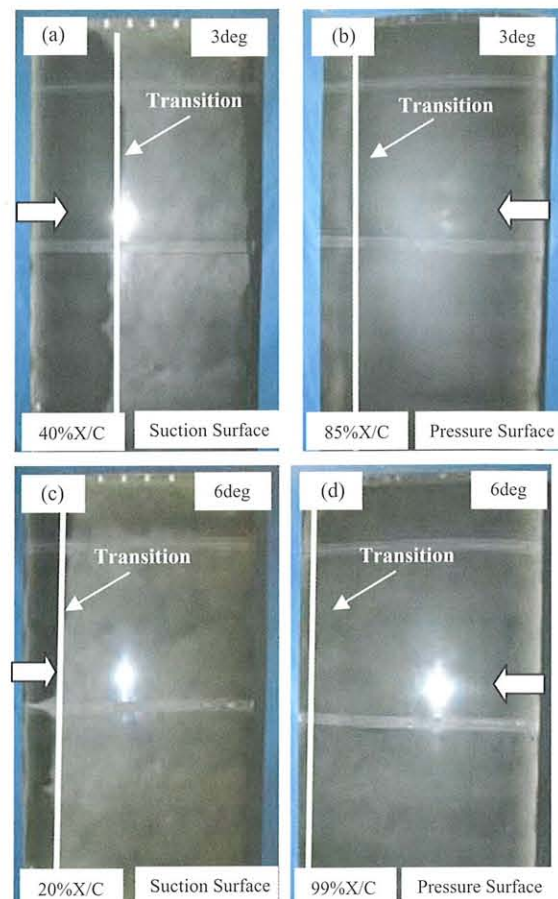


図7 チャイナクレイ(風速50m/s)

また剥離については、オイルフローの負圧側に着目すると迎角 9deg 以上で剥離が観測された (図 8)。遷移現象と同様に、剥離が生じ始める迎角と TE ノイズが発生し始める迎角はほぼ一致する。加えて、剥離した領域のスパン方向での位置と音源探査での音圧分布のピークが観測されている領域もほぼ一致している。

以上より、TE ノイズの音圧分布は圧力面側の遷移と負圧面側の剥離が翼後縁部に存在することと強い相関があることが確認された。また TE ノイズが離散的な現象であることを考慮すると、その発生機構に圧力面側層流境界層の不安定波等の関連も予想される。

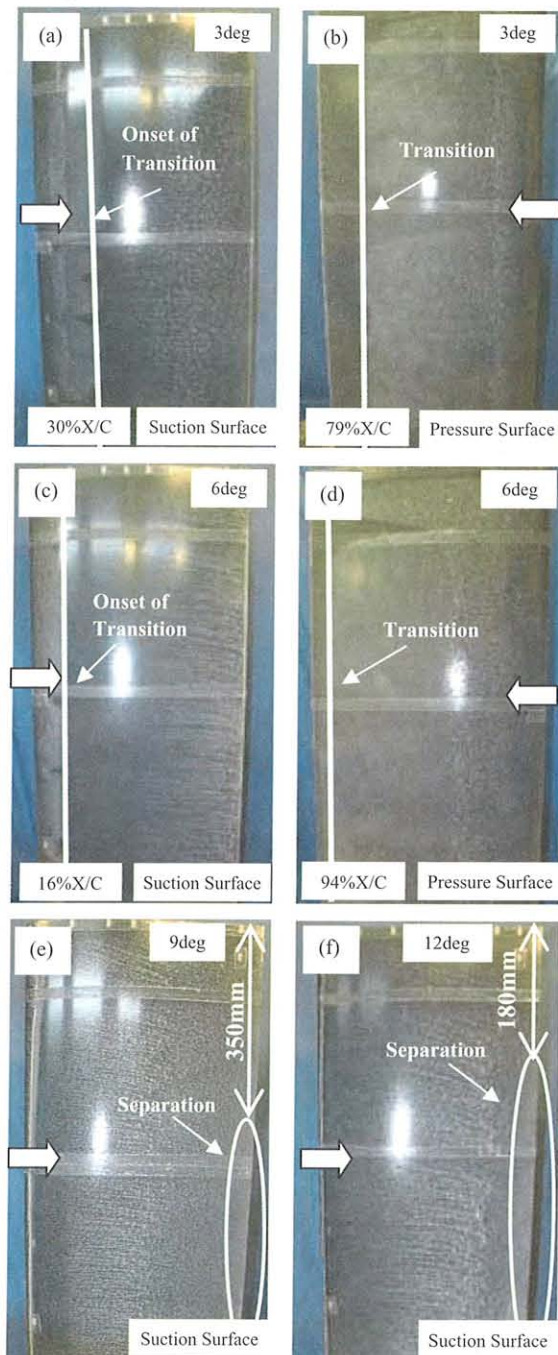


図 8 オイルフロー (風速 50m/s)

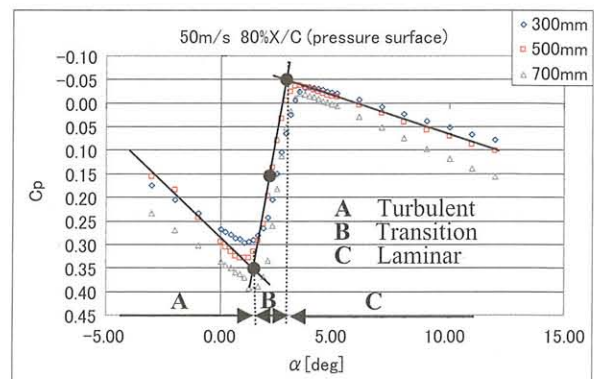


図 9 プレストン (圧力面)

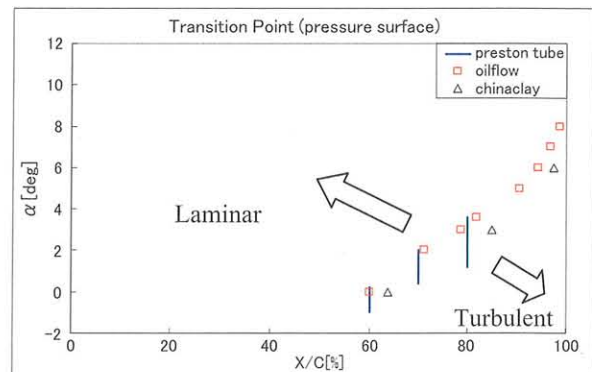


図 10 各手法の関係 (50m/s 端面 $\sim 500\text{mm}$)

5. まとめ

TE ノイズを対象として音源探査を行い、明確にその音圧分布を捉えた。また、音源探査と遷移位置及び剥離位置の比較により、TE ノイズの音圧分布は圧力面側の遷移と負圧面側の剥離が翼後縁部に存在することに強い相関を持つことを確認した。Phased-Array による音源探査の有効性を確認するとともに、音源発生機構説明の手がかりを得ることができ、今後、多様な音源探査と騒音低減への寄与が期待される。

6. 謝辞

JAXA 風洞技術開発センターの藤田、岩崎両氏、ISE の安藤氏には作業を手伝っていただいた。また同 航空プログラムグループの野口氏にはプレストン管計測についての助言をいただいた。厚く御礼申し上げる。

参考文献

- (1) Don H. Johnson et al., Array Signal Processing, 1993
- (2) Thomas J. Mueller, Aeroacoustic Measurements, 2001
- (3) T. Ito, H. Ura and Y. Yokokawa, Arrayed Microphone Measurement in Low Speed Wind Tunnel, ISIASF'05
- (4) S. Akishita, Tone-Like Noise from an Isolated Two Dimensional Airfoil, AIAA-86-1947
- (5) 横川 他 低速風洞における非断熱性全機模型上の遷移計測 JAXA-RR-04-018