

No. 23

翼まわりの流れの外乱に対する応答

浅井 雅人*, 妹尾 貴文*

Response of the Flow around the Airfoil to External Forcing

Masahito ASAI and Takafumi SENO
Tokyo Metropolitan Institute of Technology

In the present study, the response of the flow around the airfoil to acoustic forcing is examined experimentally for NACA0012 airfoil at moderate and high angles of attack, at a chord-Reynolds number $R_c = 2.3 \times 10^4$. At the moderate angle of attack $\alpha = 10^\circ$, the flow is highly receptive to acoustic forcings over a wide range of frequencies, and the excited vortices can govern the downstream wake. At the stall angle $\alpha = 16^\circ$, on the other hand, the nearly periodic vortical structures appear in the wake without the forcing, suggesting the appearance of the nature of absolute instability not unlike that of bluff-body wakes. In this case, the acoustic forcing can not control the wake structure except at and around the natural shedding frequency.

Key Words : airfoil wake, flow instability, flow control, acoustic forcing

1. まえがき

境界層は壁から剥離すると極めて不安定になり、自由流中の乱れや音などの外乱の影響を強く受ける。その結果、例えば外乱として音波を放射すると、剥離点まわりで生まれる渦度攪乱が変曲点不安定性により急成長し^{1,2)}、流れの発達に強い影響を与える。実際、大迎角の翼の剥離流に対して強い連行作用をもつ渦構造を剥離点周りに音響励起し失速抑制が試みられている^{3~8)}。

本研究で注目しているのは翼周りの流れ、特に後流構造が渦の音響励起によりどのように制御されるかである。剥離剪断層は外乱に対して極めて敏感であり、剥離制御実験の報告から明らかなように広い周波数範囲で強い渦を容易に励起できることが知られている。一方、後流中には、物体背後の逆流速度分布の有する絶対不安定性^{9,10)}が絡んだ規則的な渦列の発生の可能性が推測される。従って、翼周りの流れに外乱を与えた場合迎角に応じて流れ構造がどのような応答を示すかは非常に興味深い。本研究ではこの点に注目して、翼まわりの流れの音響外乱に対する応答を調べている。

2. 実験装置および方法

実験は、300mm×200mmの長方形噴き口を持つ開放式風洞で行われた。図1に測定部の概略を示す。測定部は上下に開放であるが、左右にはアクリル製側壁があって主流の二次元製を保っている。翼はNACA0012翼型で、翼弦長(c)とスパン長はそれぞれ80mmおよび195mmである。音波は、翼の下方のスピーカー(20cmウーハー)から放射される。

実験は、主流速度 $U_\infty = 4\text{m/s}$ で行われた。翼弦長に基づくレイノルズ数 R_c は 2.3×10^4 である。風洞の乱れ強度は約0.15%、主流速度の非一様性は0.5%以下である。翼に沿う方向の平均速度 U と変動 u は定温度型熱線風速計で行われた。I型熱線プローブの受感部は直径

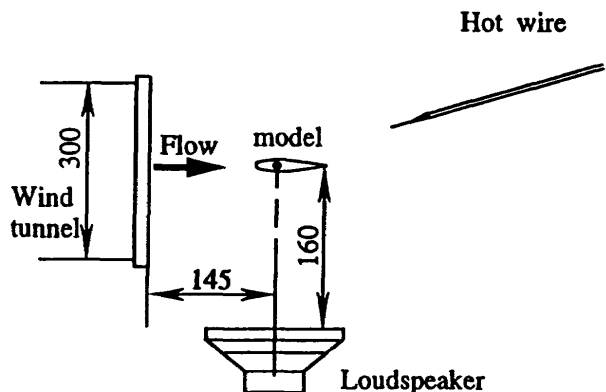


図1 測定部の概要(単位mm)

* 東京都立科学技術大学

5 μm 、長さ 1 mm のタングステン線である。流れの可視化はスモークワイヤを用いて行われた。

3. 実験結果と考察

3. 1 翼周りの流れ

第 2 図は、迎角 $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 10^\circ, 14^\circ$ および 16° の翼周りの流れを煙で可視化している。 $\alpha = 0^\circ$ では翼面上の境界層は後縁近くまで層流を維持し、後流中には極めて規則的なカルマン渦列が発達する。 $\alpha = 4^\circ$ でもまだ渦列の規則性は見られるが、 $\alpha = 6^\circ$ になると翼の後縁付近で剥離剪断層が渦に巻き上がり始め（その渦のスケールは下流の後流渦列を形成する渦スケールよりも小さい）渦列の規則性が弱くなる。 $\alpha = 10^\circ$ になると、剥離位置が上流に移動し 50% コード付近から剥離剪断層が渦へ巻き上がり翼後縁に達するまでに乱流に遷移する。この迎角では、渦列の周期性はほとんど全く見られなくなり、後流は不規則な乱流渦列に支配されるようになる。 $\alpha = 14^\circ$ 以上では前縁から剥離した剪断層が翼面上で再附着することなく下流に大きな伴流を形成する。この失速状態においては、 $\alpha = 14^\circ$ や 16° の写真のように、再び規則的な渦列構造が現れ始める。実際、後流中で変動のスペクトルを測定すると規則性の消失・復活を明確に見ることができる。図 3 は $\alpha = 0^\circ, 6^\circ, 10^\circ, 16^\circ$ の流れにおける後流中の u 変動のパワースペクトルを示して

いる。 $\alpha = 0^\circ$ で現れる約 150 Hz およびその高調周波数の極めて鋭い線スペクトルは可視化で見られたカルマン渦列に対応する。この線スペクトルは迎角の増加とともに弱まり連続スペクトルに埋もれていき、 $\alpha = 10^\circ$ では完全に消失し後流が全く不規則な渦列に支配されるのがわかる。しかしながら、失速状態 ($\alpha = 16^\circ$) になると、30 Hz 付近にスペクトルの盛り上がりが見れ確かに規則的な渦列の出現を示す。以下では、規則的な渦列構造が消失している $\alpha = 10^\circ$ と伴流中にカルマン渦列のように規則的な大規模渦構造が見れる $\alpha = 16^\circ$ の流れに注目する。

図 4 は、 $\alpha = 10^\circ$ および 16° の後流の平均速度分布である。ただし、いずれも壁近くの逆流の影響を考慮せず熱線出力（直線化器出力）をそのまま表示している。 $\alpha = 10^\circ$ では剪断層が翼面上で既に乱流遷移しているため乱流混合により後流の速度欠損が速やかに回復し逆流領域は殆ど見られない。一方、 $\alpha = 16^\circ$ では明らかに大きな逆流域が見られ、翼面から後流中にまで延びた大きな剥離泡が形成されている。失速状態における規則的な渦列（ただし乱流渦列）の復活はこの顕著な逆流域の存在による絶対不安定の性質の顕れを示唆するものである。実際、後縁での逆流速度分布の不安定特性をレーリー方程式に基づき計算すると図 5 のような特性が得られる。波数空間における鞍部点、すなわち複素群速度 $\partial \omega / \partial \alpha = 0$ （かつ時間増幅率 $\omega_i > 0$ ）に対応する絶対不安定周

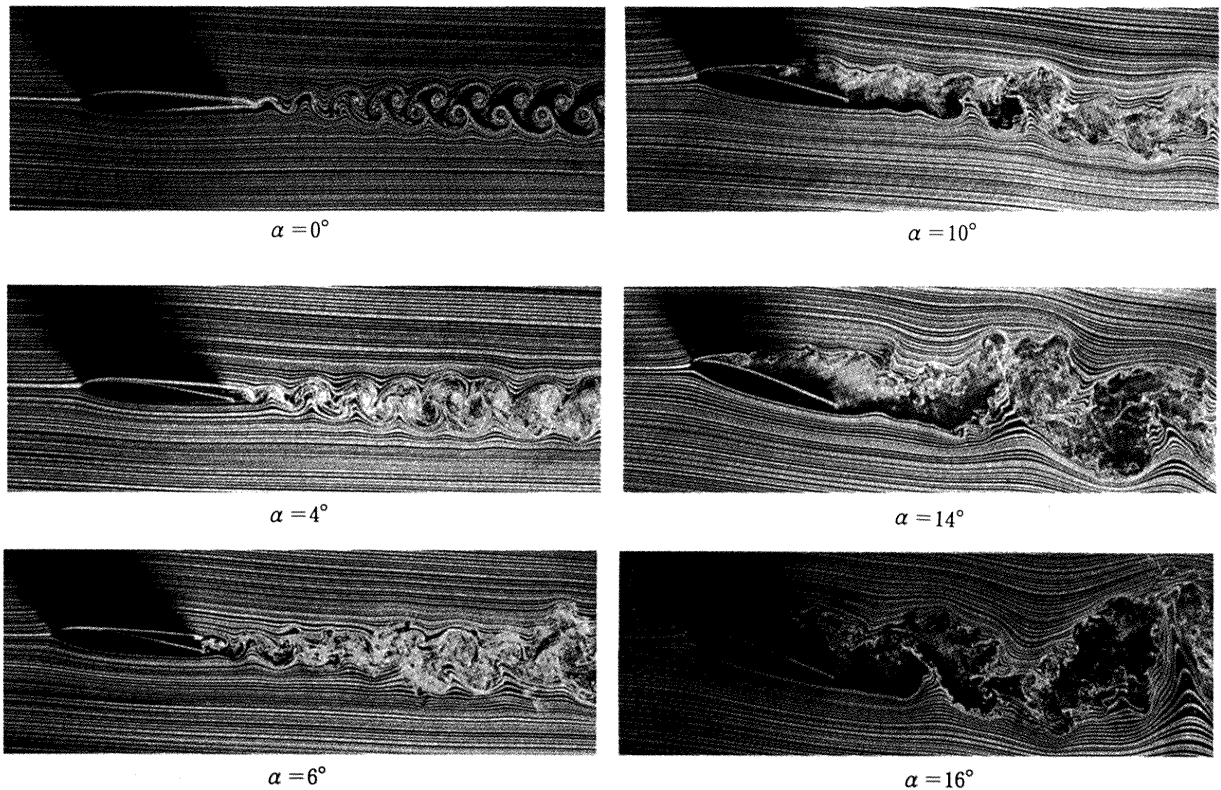


図 2 NACA0012 翼型周りの流れの可視化 ($Rc = 2.3 \times 10^4$)

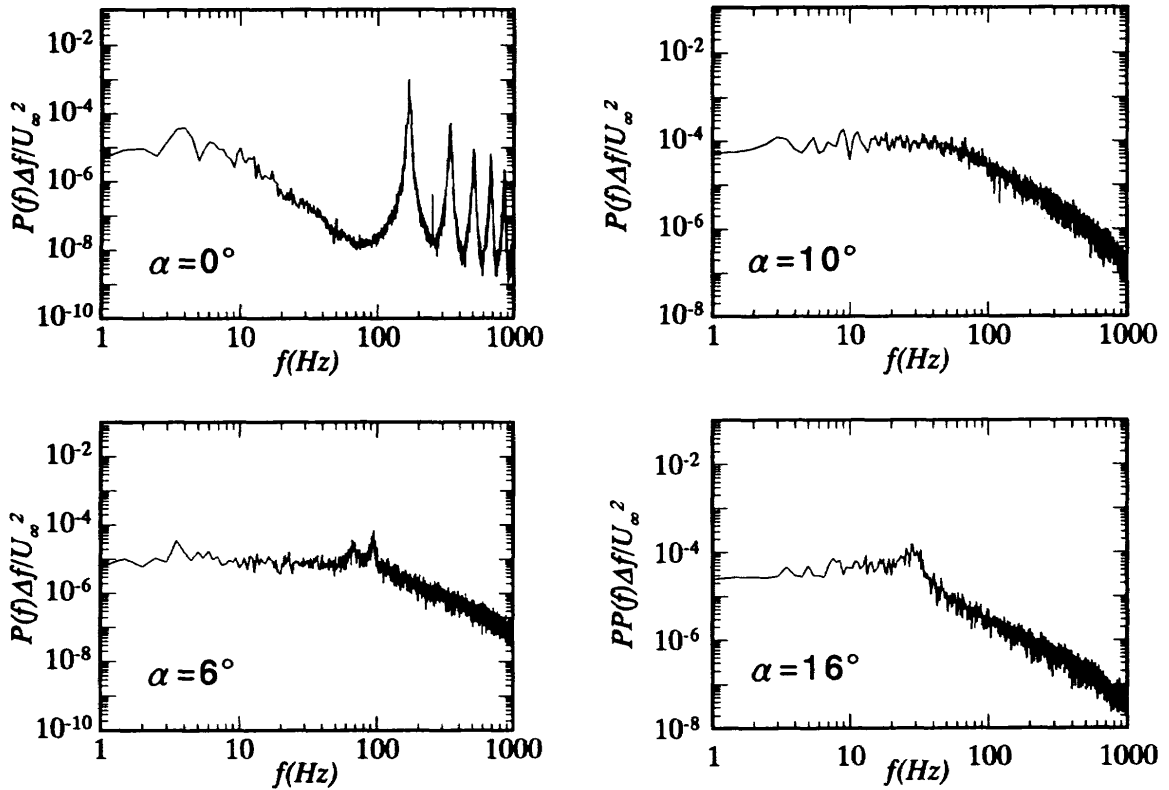


図3 u 変動のパワースペクトル。後縁から50%コード下流位置で測定。

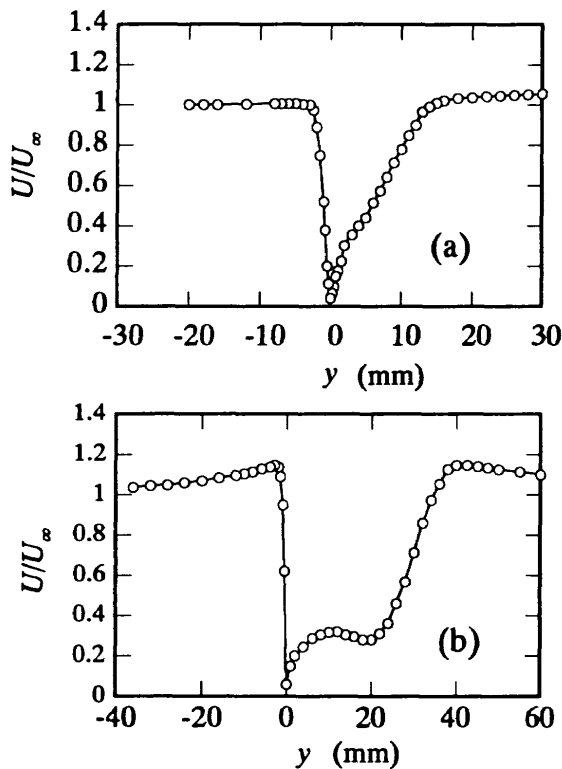


図4 後縁位置での平均速度分布。
(a) $\alpha = 10^\circ$ (b) $\alpha = 16^\circ$

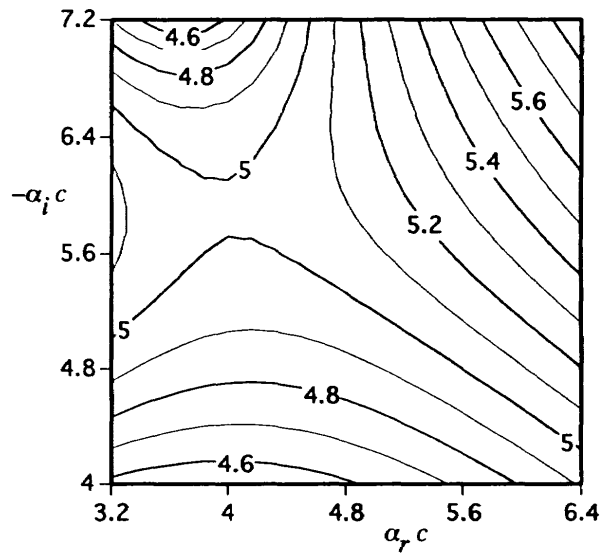


図5 $\alpha = 16^\circ$ の平均速度分布（後縁位置）の絶対不安定特性。

波数を求めると（図の値は主流速度 U_∞ と翼弦長 c で無次元化されている）約40Hzであり実験の渦列周波数30Hzに近い値を示す。次節ではこれら特徴的な2つの迎角の流れに音波を放射する。

3.2 後流渦列の音響外乱に対する応答

まず $\alpha = 10^\circ$ の流れに種々の周波数の音波を放射した。図6(a)~(d)は、200Hz, 120Hz, 60Hz, 30Hzの音波

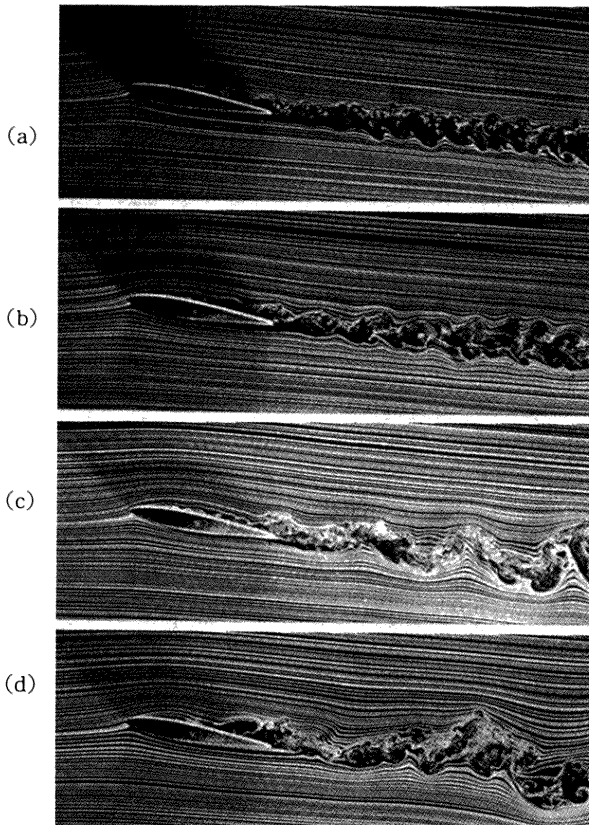


図6 音響励起時の翼周りの流れの可視化 ($\alpha = 10^\circ$)
(a) $f=200\text{Hz}$, (b) 120Hz , (c) 60Hz , (d) 30Hz

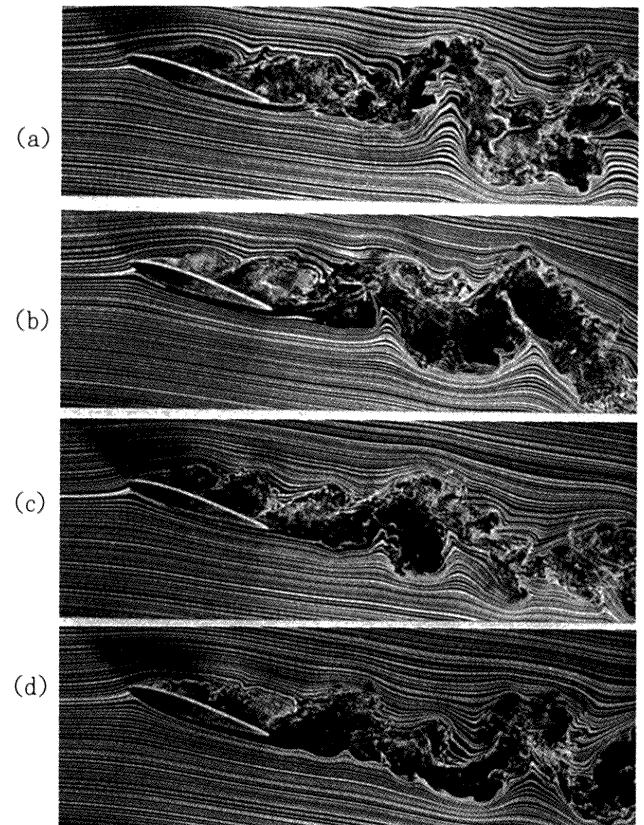


図7 音響励起時の翼周りの流れの可視化 ($\alpha = 16^\circ$)
(a) $f=35\text{Hz}$, (b) 45Hz , (c) 60Hz , (d) 120Hz

を放射したときの可視化写真である。音波の強さは、翼の上方のポテンシャル流域で測定された u 変動の実効値で言うと、主流速度の0.5%程度である。いずれの場合も、翼面上で孤立的な渦が形成されており、それが翼面上を流下し後流中に放出され、下面から放出される渦構造と共に下流の後流渦列を形成しているのがわかる。特に、200Hzの渦を励起した場合かなり下流まで後流中に大きなスケールの渦列構造が生まれる傾向がないことはきわめて興味深い。

一方、図7の可視化写真は $\alpha = 16^\circ$ の場合に35, 45, 60, 120Hzの周波数の音波を放射したときのものである。自然状態の渦周波数(約30Hz)に近い35Hzの場合には励起された渦構造が後流を下流まで殆ど完全に支配できるが、45Hz以上になると、翼近傍では同様に孤立的な強い渦が励起されているが、その励起された渦が後流を制御(支配)しておらず、自然状態に見られる周波数の低い渦列構造も現れ、結果として流れはかなり不規則になる。実際、下流の後流中でスペクトルを測定すると、図8のように、60Hzでは線スペクトルは連続スペクトル成分に埋没している。

4. まとめ

以上のように、迎角により後流構造の外乱に対する

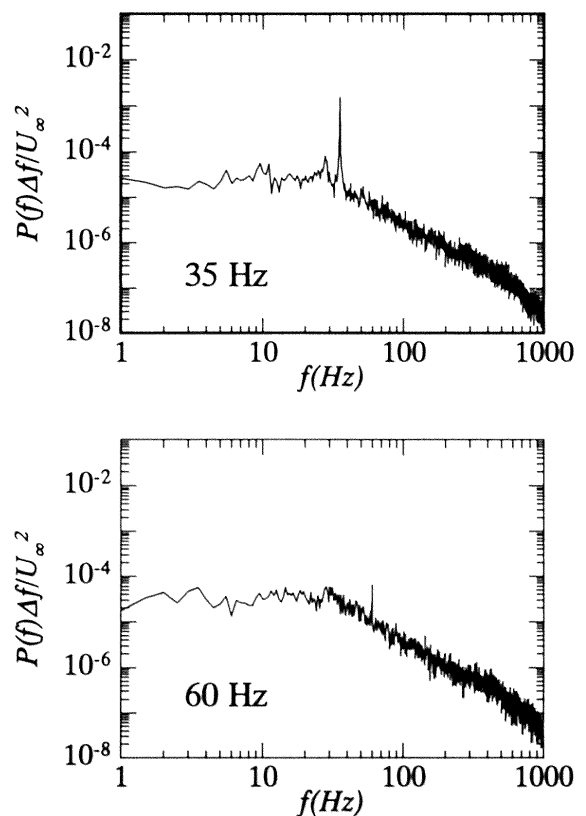


図8 音響励起時の u 変動のパワースペクトル ($\alpha = 16^\circ$). 後縁から75%コード下流位置で測定

応答が顕著に異なることが示された。すなわち、翼面上で剥離再付着する迎角 ($\alpha = 10^\circ$) に対しては、剥離剪断層で生まれた渦が後流も支配するが、失速後の大迎角 ($\alpha = 16^\circ$) に対しては、鈍体のカルマン渦列のように、狭い範囲の周波数攪乱以外剥離剪断層で生まれた渦が直接後流を支配できなくなる。

引用文献

- 1) 浅井雅人, 西岡通男: 前縁剥離流の受容性, 日本流体力学会誌ながれ, **10** (1991), pp.35-46.
- 2) 浅井雅人, 西岡通男, 古本伸一: 翼面上剥離泡流れの外乱に対する応答, 日本航空宇宙学会誌, **42** (1994), pp.395-402.
- 3) Mueller, T.J. and Batill, S.M.: Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers, AIAA J., **20** (1982), pp.457-463.
- 4) Ahuja, K.K. and Burrin, R.H.: Control of Flow Separation by Sound, AIAA Paper 84-2298 (1984).
- 5) Zaman, K.B.M.Q., Bar-Sever, A. and Mangalam, S.M.: Effect of Acoustic Excitation on the Flow over a Low-Re Airfoil, J.Fluid Mech., **182** (1987), pp.127-148.
- 6) Nishioka, M., Asai, M. and Yoshida, S: Control of Flow Separation by Acoustic Excitation, AIAA Paper 89-0973 (1989), AIAA J., **28** (1990), pp.1909-1915.
- 7) Zaman, K.B.M.Q. and McKinzie, D.J.: Control of Laminar Separation over Airfoils by Acoustic Excitation, AIAA J., **29** (1991), pp.1075-1083.
- 8) 西岡通男, 浅井雅人, 古本伸一: 渦の音響励起による翼の失速制御, 日本航空宇宙学会誌, **43** (1995), pp.53-58.
- 9) Huerre, P. and Monkewitz, P.A: Local and global instabilities in spatially developing flows, Ann. Rev. Fluid Mech. **22** (1990) 473-537.
- 10) Oertel, H.: Wake behind Blunt Bodies, Ann. Rev. Fluid Mech. **22** (1990), pp.539-564.

