

後退角 30° の斜め円柱における不安定波

徳川直子 高木正平 伊藤信毅 丹羽幸貴
航空宇宙技術研究所

Instability waves originating from a point-source in 3-D boundary-layer on a 30° yawed cylinder

by

N. Tokugawa, S. Takagi, N. Itoh and Y. Niwa
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Instability of the three-dimensional boundary layer on a yawed circular cylinder is investigated experimentally. An unsteady disturbance is artificially introduced from a point source on the cylinder to clarify instability characteristics of the flow. Streamline-curvature instability is confirmed to dominate rather than cross-flow instability in a certain range of Reynolds number in agreement with the prediction of linear stability theory, although the amplitude is modulated by the effect of stationary mode of cross-flow instability.

Key Words: 3-D boundary layer, stream-curvature instability, cross-flow instability

1. 序論

後退角を持つ航空機主翼上の三次元境界層は、横流れ(C-F)不安定によって、二次元翼境界層に比べて前縁に近い領域で乱流に遷移することが知られている。C-F不安定は、主流と圧力勾配の方向が一致していないために生じる横流れ成分が、境界層分布に変曲点を持つことに起因し、強い不安定性を持つ。最近、伊藤は外部流線が曲率を持つことによる、遠心力型不安定性を発見した[1]。その流線曲率(S-C)不安定は、臨界レイノルズ数がC-F不安定より低く、遷移過程の初期段階で大きな役割を果たしている可能性があり、注目を集めている。斜め円柱三次元境界層にS-C不安定が存在することは、すでに高木らによって実験的に確かめられている[2,3]。C-F、S-C不安定それぞれの振幅および位相分布は、スパン・境界層方向とも、線形安定理論による予測とよく一致した。ただしその実験は、C-F不安定がより強く励起される条件[4]の下で行われたので、S-C不安定はC-F不安定に比べ非常に弱く、C-F不安定の影響を受けており、S-C不安定の性質を詳細に計測することはできなかった。S-C不安定の性質を明確にし、遷移過程での役割を理解するには、S-C不安定を単独で励起する必要がある。そこで本研究では第一段階として、線形安定理論においてS-C不安定が支配的であることが予想される[5]後退角 $\Lambda=30^\circ$ の斜め円柱において、S-C不安定のみが存在する場をつくることを

試みた。

2. 線形安定理論による予測

理論から得られるS-C、C-F不安定それぞれの中立安定曲線を図1に示す。横軸Xは、前縁に垂直な表面に沿った距離を半円周で規格化した無次元座標である(図2)。一様流レイノルズ数 $R_Q \equiv (Q_\infty D)/(\nu \cos \Lambda)=1.0 \times 10^6$ (Q_∞ : 一様流速、D: 模型直径、 ν : 動粘性率)ではS-C、C-F不安定ともに不安定で、C-F不安定の方が大きく増幅されることが予測される。しかし、 $0.03 \leq X \leq 0.35$ では、S-C不安定の方が臨界レイノルズ数は低いので、 $R_Q \sim 0.4 \times 10^6$ とすると、C-F不安定は亜臨界となりS-C不安定のみが増幅すると考えられる。

点源から導入された攪乱は分散性により楔状に伝播する(図2)[2,3,5]。特に、S-C不安定とC-F不安定は逆向き、すなわちS-C不安定は外部流線内向き、C-F不安定は外向きの位相速度を持つことがわかっている。したがってY(前縁と平行な点源からの距離をXと同様に無次元化。)方向の位相分布計測から、計測された攪乱がどの不安定から発生したかについて明らかにすることができる。また、点源から単色非定常攪乱を導入した場合、不安定波の性質がより顕著に現れる。攪乱の成長率は周波数に依存し、無次元角周波数 $\omega \equiv 2\pi fD/(R_Q^{1/2} \cdot Q_\infty \cos \Lambda)=0.06$ (f: 周波数)のとき、流線曲率不安定が最も大きく増幅することが予測される。

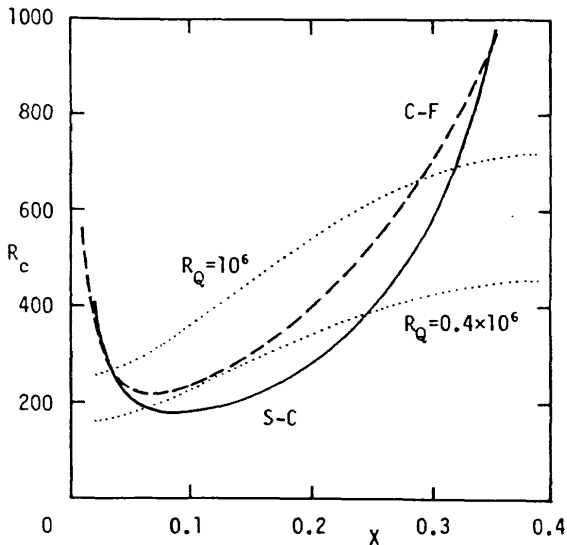


図1：線形安定理論による臨界レイノルズ数[5]

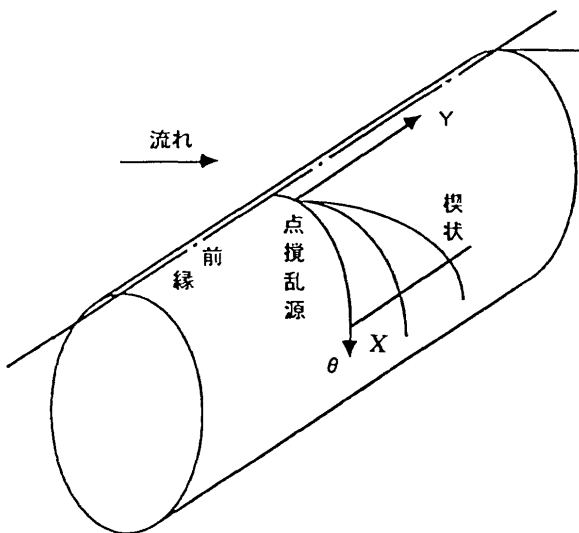


図2：斜め円柱模型

3. 実験装置および方法

実験は航空宇宙技術研究所、小型低乱風洞（CWT）および大型低速風洞（LWT）において、それぞれ直径100mmと500mmのフェアリング付き斜め円柱模型を用いて行った。風洞の残留乱れと境界層厚さ（CWTで $\delta \sim 0.37\text{mm}$ ）による困難さから、一方の風洞で全領域を網羅することができず、CWTでは下流領域を、LWTでは上流領域を計測した。主流速度は風洞残留乱れをできるだけ小さくするために、 $R_Q = 0.21 \times 10^6$ （ $Q_\infty = 30\text{m/s}$ (CWT), 6m/s (LWT))に設定した。 $\omega = 0.06$ の音響攪乱は、円柱内部に設置したスピーカを用いて $X \sim 0.1$ にあけた微細な孔から導入した。

攪乱の発達過程と平均速度の分布を、定温度型熱線風速計を用いて計測した。解析にはFFTアナ

ライザーを用いた。計測される速度変動の中で、導入した音響攪乱の周波数成分にのみ着目し、その振幅分布（ u'/U_e ； U_e ：外部速度）を求めた。位相（ ϕ ）は、速度変動波形とスピーカへの入力信号との相互相関関数より求めた。

4 結果および議論

4.1 下流領域

いくつかのY断面の振幅分布から、点源から導入された攪乱は分散して、楔状領域を形成していることが確かめられた。図3に、 $X=0.35$ での振幅および位相分布を示す。位相分布から、攪乱が二種類のモードで構成されていることがわかった。点源孔に近いピーク（ $Y < 0.1$ ）は、流線の内側すなわち孔に向かって伝播しているため、流線曲率不安定成分である。振幅の小さいピーク（ $Y < 0.1$ ）は横流れ不安定によると思われる。図は、線形安定理論の予測通り、流線曲率不安定の非定常成分が支配的な場が形成されていることを明瞭に示している。しかし、振幅分布は予測に反して変調されていた。

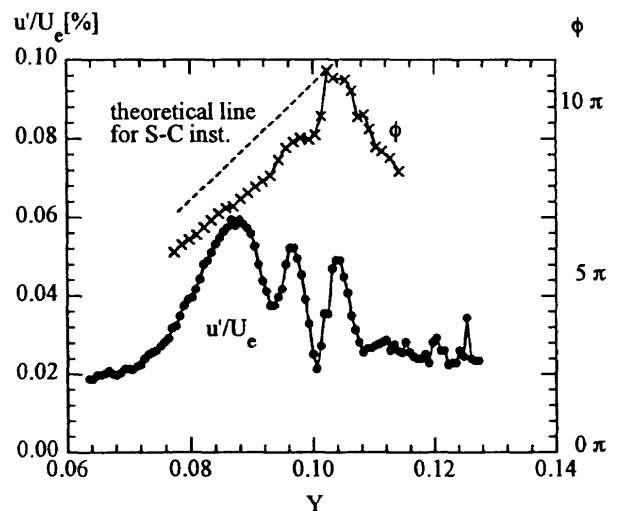


図3：振幅および位相分布

変調の原因を探るために、スピーカへの入力条件を変えてその影響を調べた。非定常攪乱の変調はスピーカへの入力電圧を小さくしてもなくならなかった（図4）。攪乱分布はほぼ相似形を保っており、振幅の変調は、過大な初期攪乱による非線形干渉の結果ではないと思われる。また入力周波数を $\omega = 0.03$ 、 $\omega = 0.09$ にしたが、振幅分布に変化はあったものの、いずれの場合も変調は観測された（図5）。周波数により振幅が異なり、 $\omega = 0.06$ が最大振幅をとっていないのは、孔が微細であるために初期攪乱の大きさが等しくないからである。いずれにしても、変調は音響攪乱を導入したことによって発生したのではないことがわかった。

S-C 不安定にも減衰は見られたが、減衰率は C-F 不安定に比べ小さいことがわかった。

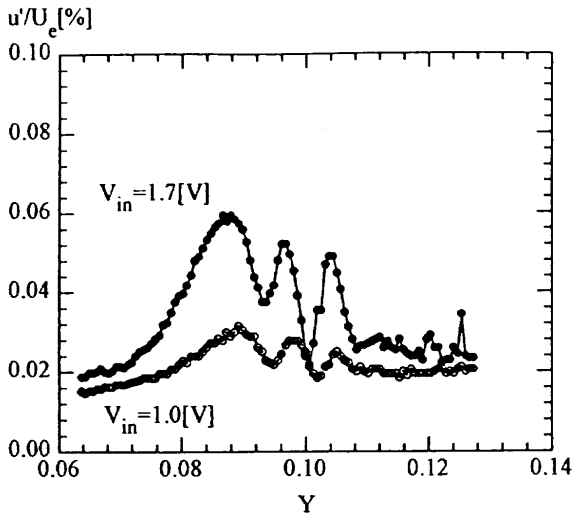


図4：スピーカ入力電圧依存性

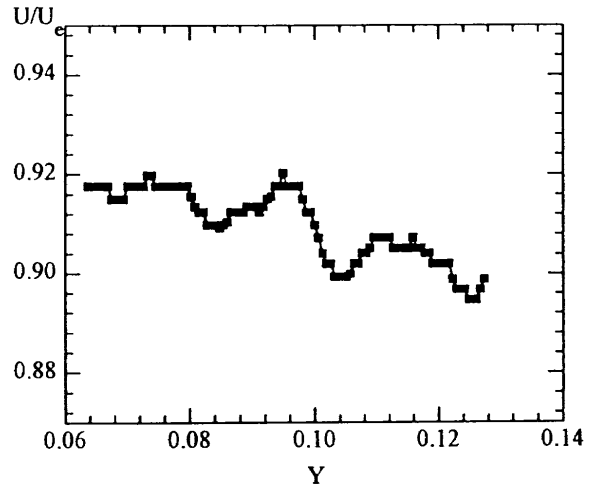


図6 平均速度分布

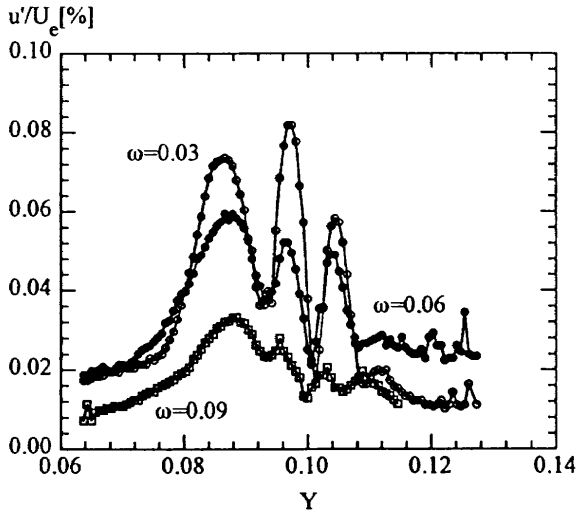


図5 周波数依存性

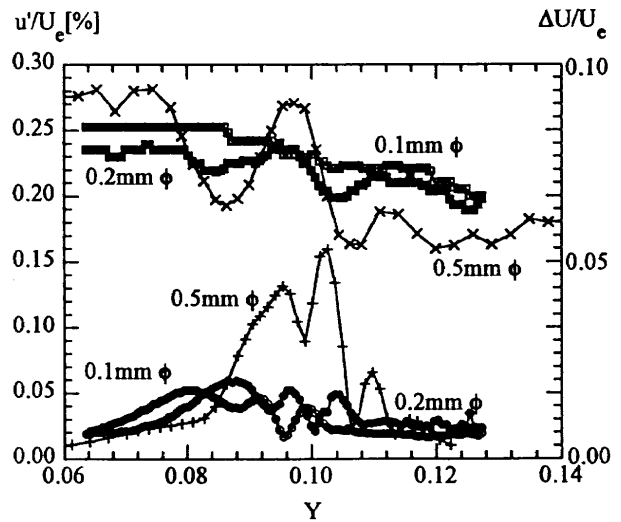


図7：孔径依存性

そこで、同じXにおける平均速度分布を計測したところ、図6に示す様に、振幅分布に非常によく対応する変調が観測された。すなわち平均速度の変化が激しく剪断の強い領域で、攪乱の振幅が大きくなる。攪乱振幅の変調は、平均速度の変化に起因すると思われる。平均速度変化の大きさは、攪乱導入孔の直径にほぼ比例して小さくなり、それに応じて攪乱の振幅も小さくなった(図7)。この変調は、攪乱を注入していないときにもほぼ同じ大きさで観測された。平均速度の変調は、波長が線形安定理論と一致することから、攪乱導入孔が粗さとなって発生した横流れ不安定の縦渦によると考えられる。また、孔径に依存した位相の変化も観察された。

平均速度の変調は、下流に進むに従って減衰し、同時に攪乱の変調も小さくなった。また、C-F不安定の非定常モードの振幅も減衰した。X=0.5では振幅分布に変調はほとんど見られず、S-C不安定によると思われるピークのみが観察された(図8)。

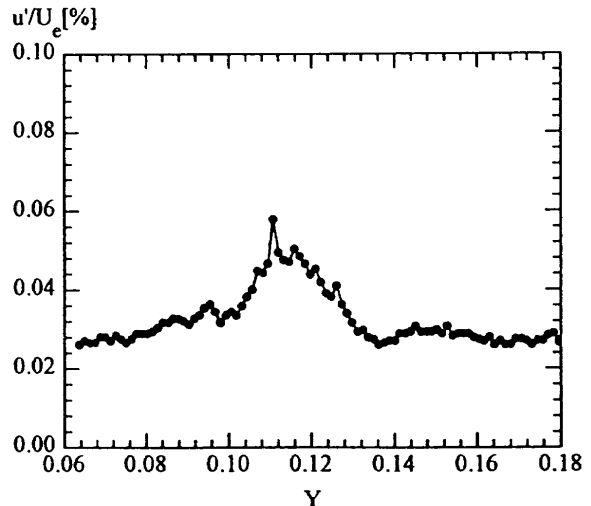


図8：X=0.5

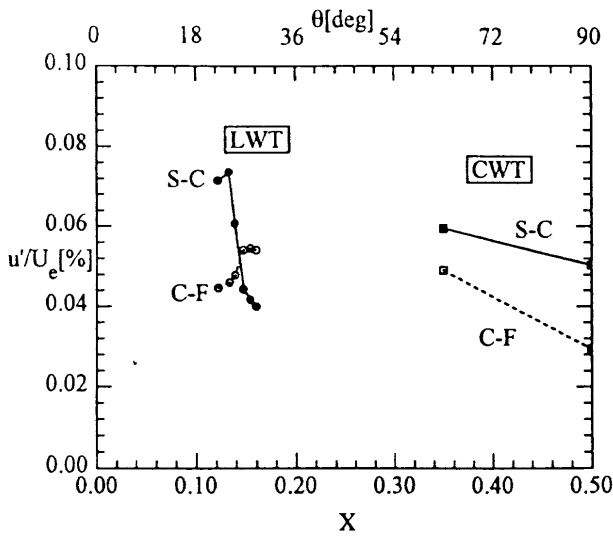


図 9 : 振幅変化

以上の結果から、下流領域において、S-C不安定が支配的な流れが形成されていることがわかった。しかし、攪乱の振幅は、平均速度分布の影響を受け、変調していた。平均速度の変調は、攪乱注入孔から発生する横流れ定在渦によると思われる。また、横流れ不安定の非定常モードも検出されており、C-F不安定が線形安定理論の予測[5]以上に大きく増幅されていることがわかった。

$X \geq 0.35$ では、S-C不安定、C-F不安定共に減衰していることがわかった。ただし、減衰率はS-C不安定の方が小さかった(図9)。

4.2 上流領域

上流領域においてもS-C不安定のみならず、C-F不安定が励起されることがわかった(図10)。 $X=0.0142$ ではS-C不安定の方が大きく増幅されていた。しかし $X=0.015$ ではC-F不安定が増幅しているにも関わらずS-C不安定は減衰し、振幅は逆転した(図9)。これは、S-C不安定の増幅領域が予測より小さいことを意味する。さらに下流にいくとC-F不安定も減衰し始めた。

上流領域では、計測領域や初期攪乱の大きさなどの実験条件によっては振幅の変調は小さく押さえられたが、より詳細な計測はできなかった。

S-C不安定もC-F不安定も風洞の乱れや模型表面の粗さに敏感に依存することが知られているが[6,7]、風洞の違いによる差がないと仮定すると、CWTとLWTの結果は総合して以下のように解釈できる。S-C不安定は増幅領域は予測より小さかったが減衰率が小さい。それに対し、C-F不安定は

予測以上に大きく増幅したが、減衰率も大きい。そのために、下流ではS-C不安定が支配的となる。

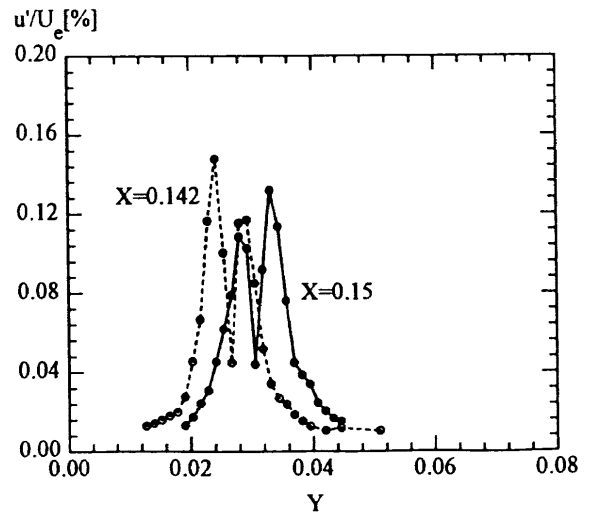


図 10 : 上流の振幅分布

5. 結論

斜め円柱三次元境界層において、線形安定理論の予測の通り、流線曲率不安定が支配的な流れ場が形成された。しかし、その振幅は、予測以上に大きく増幅した横流れ定在渦の影響を受けて変調しており、詳細は計測できなかった。

音響攪乱を導入するためには、孔をあけなければならないが、孔の直径を可能な限り小さく0.13mmにしてもその影響を完全に取り除くことはできなかった。縦渦を完全になくすためには、攪乱の導入方法を改良する必要がある。

参考文献

- [1] N. Itoh: *Fluid Dyn. Res.*, 14, (1994), 353
- [2] 高木, 伊藤, 徳川: 第28回乱流シンポジウム講演論文集, (1996), 87
- [3] S. Takagi, N. Itoh and N. Tokugawa: *Abstracts of 19th ICTAM, Kyoto, Aug. (1996)*, 2630
- [4] N. Itoh: *Fluid Dyn. Res.*, 18, (1996), 337
- [5] N. Itoh: *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, 39, (1997), 428
- [6] 高木, 伊藤: 第26回乱流シンポジウム講演論文集, (1994), 132
- [7] H. Deyhle & H. Bippes: *J. Fluid Mech.* 316, (1996), 73.