

超音速機のヨーイング制御に向けた主翼前縁境界層の基本特性把握

著者	木 正平, 平田 裕, 上村 卓也, 大立目 浩幸
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2011
ページ	21-23
発行年	2012-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008789

超音速機のヨーイング制御に向けた主翼前縁境界層の基本特性把握

- 高木 正平（航空宇宙機システム研究センター 教授）
- 平田 裕（航空宇宙システム工学専攻 M2）
- 上村 卓也（航空宇宙システム工学専攻 M2）
- 大立目 浩幸（航空宇宙機システム工学コース 4年）

1. はじめに

高速航空機の主翼は衝撃波の発生による抵抗増大を回避ないしは低減するために、亜音速前縁となるよう後退させる。しかし、この後退によって主翼の等圧線と主流の方向が直交からずれ、翼幅方向に圧力勾配が生じて、二次的な横流れが境界層内に誘導される。この流れの速度分布は翼表面と境界層外縁で0となることから、速度分布のどこかで必ず変曲点を持つ。変曲点型速度分布は流体力学的には不安定であり、翼前縁近傍で層流境界層の乱流化が促進される。このような二次流れで捻れた三次元境界層の層流から乱流への遷移を人工的に促進あるいは遅延させることができれば、左右の主翼の摩擦抵抗の違いを利用して航空機の横力すなわちヨーイング制御が可能である。このようなアクティブ制御技術の確立を目指して、後退翼前縁を模擬した斜め円柱を製作し、境界層の基本特性を調べた。

2. 実験装置

2.1 超音速風洞

実験には、室蘭工業大学の気吸い込み式中型超音速風洞を用いた。全ての実験はマッハ数2の超音速ノズル内で実施し、その測定部は400mm×400mmである。この風洞は大気を吸い込む方式であることから、大気の水蒸気レベルによってはノズル内で凝縮による潜熱の放出で凝縮振動が生じる恐れがある。この振動で気流変動を招来し、境界層遷移に多大な影響が予想されることから、事前に湿度・温度に対する気流変動との関係を把握した。この評価結果は本報告書内に別報で掲載してある。

2.2 円柱模型

ノズル断面の大きさを考慮して、円柱模型は40mm直径とし、後退角を60度として、測定部下流のステイニングに固定した。設置状況を図1に示す。気流変動が小さい場合には、円柱境界層は前述した横流れに起因する変曲点不安定で乱流遷移し、その遷移過程では模型表面に定在する縦渦と位相速度をもつ進行波の2種類のモードの変動が成長すると予測されている。

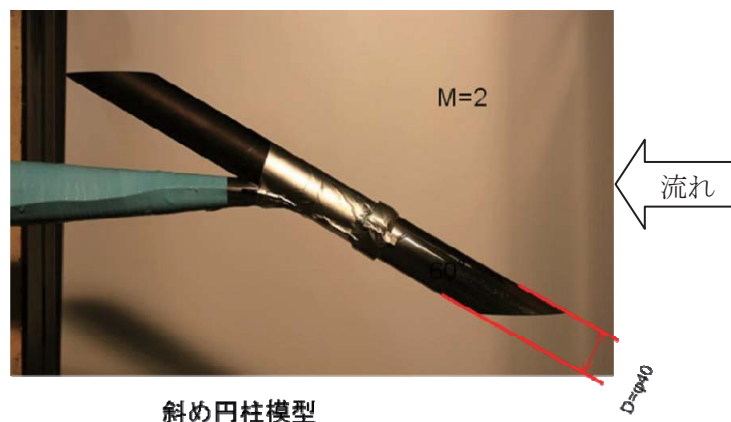


図1 マッハ数2の測定部に設置した斜め円柱模型

それ故、前者はオイルフロー法で、後者は円柱外周に手で回転できる金属バンドに固定した熱線ブ

ローブを用いて検出を行った。オイルフローによる可視化については、起動から停止までビデオカメラによる撮影を実施した。

2.3 データ収録装置

横流れ進行波の中心周波数は 50-60kHz と予想されていることから、NF ブロックの高速データ収録装置 EZ7510 を用い、通風中熱線風速計出力はサンプリング周波数を 200kHz で離散化した。

3. 実験結果

3.1 模型表面の可視化

オイルフローで可視化した円柱表面の痕跡を図2に示す。写真上部には 1mm 単位のスケールと右手には付着線からの角度 ϕ (度)を示す数字が映し込まれている。 $\phi=40$ 度より下流から多数の筋状の痕跡が認められる。そこで、 $\phi=50$ 度に沿って画像に書き込んだ青線方向に沿って画像デジタルデータをスペクトル解析することで波長を算出した(図3)。可視化像から波長は 0.9mm、線形安定解析から 0.82mm であることから、概ね両者一致も確認され、筋状の痕跡は横流れ不安定の定在モード縦渦の存在を示唆するものと言えよう。しかし、常に明確な筋状の痕跡が確認されたわけではなく、相対湿度が高い条件では殆ど痕跡を確認できない場合もあった。これは水蒸気の凝縮による気流変動の増大によって、微小変動から遷移する場合と異なる遷移過程を経ている可能性が高いと推察される。

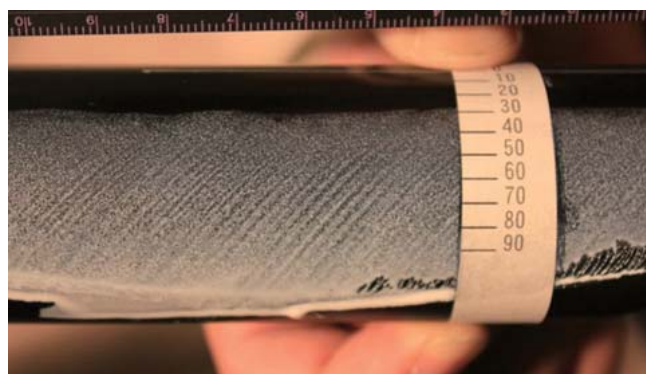


図2 オイルフローによる可視化像

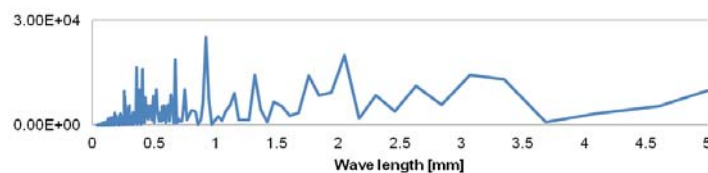


図3 図2の $\phi=50$ 度に沿って画像の濃淡をスペクトル解析した例

3.2 熱線計測

熱線風速計による境界層内の変動計測でも、可視化による縦渦の観察と同様な傾向が起こった。すなわち、湿度が高い条件では規則的な変動成分は観察されず、境界層遷移の終盤で観察されるような低周波成分が支配的な変動が検出された。凝縮変動から解放され気流静圧変動が極めて低い条件で検出された時間変動とそれを周波数分析した結果を図4に、またそれらを周波数解析した結果を図5に示

す。中心周波数が約 60kHz の広帯域の変動が下流方向に成長しており、線形安定解析が予測する最も不安定な 50-60kHz とほぼ一致している。また、結果は割愛するが空間増幅率も解析結果と概ね一致しており、実験で観察された変動は横流れ不安定に起因する進行波と同定できる。

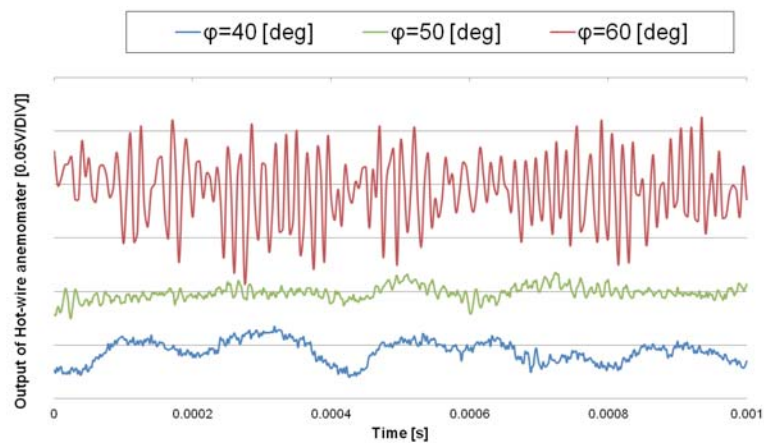


図4 熱線で検出された変動成分

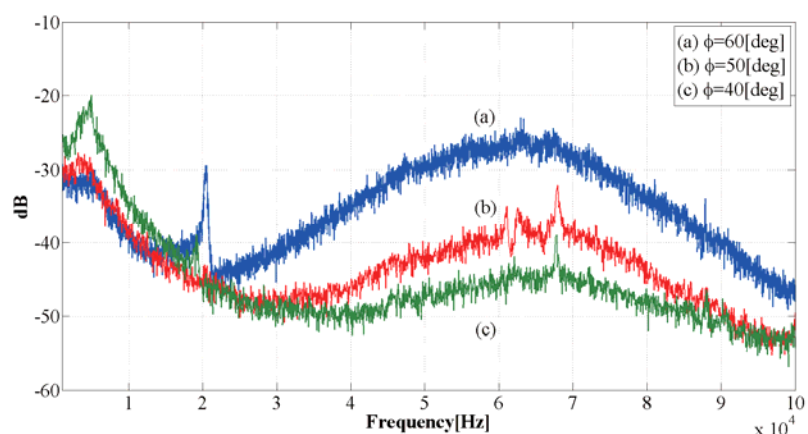


図5 図4の変動信号の周波数解析結果

4. まとめと今後の計画

実験で用いた中型超音速風洞の気流特性は、大気を注入する間欠風洞であることから、大気の状態に影響を受けやすいが、湿度が低い条件では遷移研究に必要な低乱環境が実現されることが解った。このような条件下で後退翼の前縁近傍を模擬した斜め円柱模型の境界層は従来から知られた横流れ不安定が支配し、縦渦と進行波の2つのモードが確認された。この結果を踏まえて来年度は微小な表面分布等を用いた遷移の促進や逆に遅延の可能性を探る。また超音速飛行試験で用いられるダイヤモンド翼の境界層遷移についても調査する予定である。

謝辞

斜め円柱表面に沿う三次元境界層の安定解析は大阪府立大学の坂上昇史先生にお願いした。深甚なる感謝の意を表したい。