



超音速機のヨーイングアクティブ制御に関する研究

| | |
|-------|--|
| メタデータ | 言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード: 538 作成者: 高木, 正平, 平田, 裕, 高田, 晃輔 メールアドレス: 所属: |
| URL | http://hdl.handle.net/10258/00008763 |

超音速機のヨーイングアクティブ制御に関する研究

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 M1)

高田 晃輔 (機械システム工学科 B4)

1. 緒言

現在の航空機は、ラダーとそれを動かす油圧機構などによりヨーイングをコントロールしている。しかし、主翼表面の境界層制御によりヨーイングコントロールが可能になると、主翼表面の摩擦抵抗を低減できるだけでなく、微小粗さを作り出す電気アクチュエーターなどを用いるため、既往が単純化され機体は軽量化される。超音速流における主翼摩擦抵抗は、3次元の孤立粗さを用いて横流れ不安定から発生する縦渦と進行波の成長を抑制し、摩擦抵抗を低減できる可能性がある。逆に不安定を促進する粗度間隔を与えることで乱流遷移が促進され、摩擦抵抗を増やす事も可能である。このような高度な境界層制御の実現には、詳細な流れ場の把握が必要不可欠である。そこで、単純化した翼の模型を用いて縦渦の波長計測を行い、境界層遷移を抑制、あるいは促進する粗さの間隔を把握し、制御に用いるMEMS (微小電気デバイス: 図1参照) の設計に必要なデータを取得する。

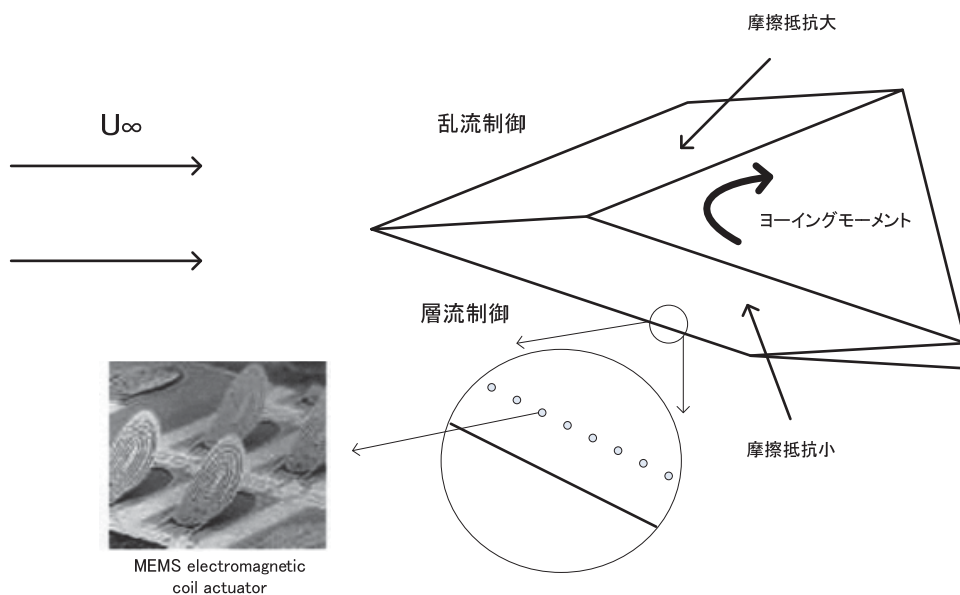


図1 ヨーイング制御の様子

2. 実験予定

現在までに、本学で開発中の M2006 (通称:オオワシ) の主翼を翼弦の50%までを模擬し、流れ場の単純化のためテーパーをなくした 61 度後退くさび翼模型を製作した。模型の写真を図2に示す。製作した模型を用いて本学超音速風洞にて風洞実験を行い、マッハ数2で行う。

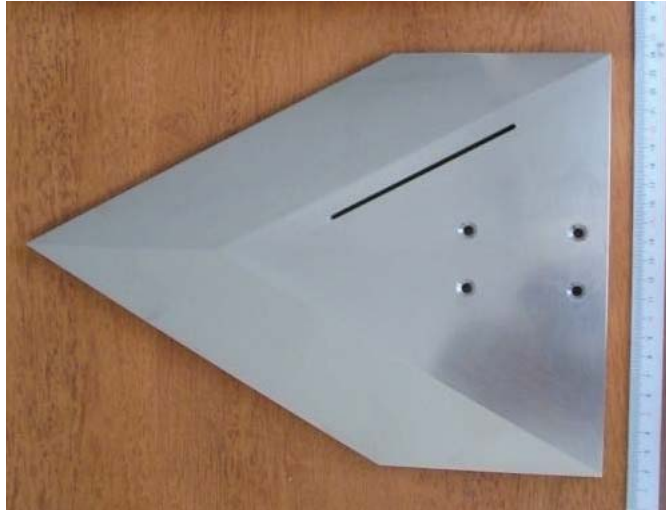


図2 61度後退くさび翼模型

2.1 蛍光オイルフロー法

翼表面の流れ場をオイルフローにより観察し、翼表面の流線の確認及び、横流れ不安定により生じる縦渦の波長を計測する。従来は酸化チタンを流動パラフィン等に混ぜていたが、縦渦構造は1mm以下と非常に小さいと推定されるため、より粒子径の小さい蛍光剤を用いた蛍光オイルフローを用いて可視化を行う。

2.2 熱線風速計

横流れに起因する不安定には進行波型と定在波型があり、理論では進行波型不安定の方がより増幅率が高いと予測されている。しかし、超音速流において進行波は未だかつて検出されていない。横流れ不安定は外乱に極めて敏感であり、主流の乱れや表面粗さに大きく影響されるため、進行波の検出には外乱の小さな環境が望まれる。本学の中型超音速風洞は十分にその条件を満たしていると思われ、熱線風速計による超音速での進行波の検出が期待される。進行波を検出しやすくするため、人工的な擾乱を導入し、3チャンネルの熱線風速計を用いて進行波をとらえ、その位相速度を検出に挑戦する。

2.3 高速熱線風速計の開発

横流れ不安定から成長する進行波の中心周波数は100KHz程度であると推定される。そのため高い周波数応答性を持った熱線風速計の開発を進めている。また熱線風速計による気流変動を評価する試験を行い、その動作及び応答性確認を行う予定である。

3. 次段階

実験で得られた縦渦の波長や進行波の周波数分布、中心周波数を線形安定解析の結果と比較し、横流れ不安定に起因するものである事を確認する。また、線形安定解析の結果より、境界層遷移の抑制、もしくは促進に適する粗さの間隔を把握し、アクティブ制御に用いるMEMSの設計に移行する。