



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



小型無人超音速機の空力特性に関する研究

メタデータ	言語: jpn 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 (Ja): キーワード (En): 作成者: 平田, 裕, 高木, 正平, 高田, 晃輔 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008764

小型無人超音速機の空力特性に関する研究

○ 平田 裕(航空宇宙システム工学専攻 M1)
高木正平(航空宇宙機システム研究センター 教授)
高田 晃輔(機械システム工学科 B4)

1. 緒言

当センターでは, Flying Test Bed (FTB)の位置付けである小型超音速飛行実験機(通称 M2006)の開発を行っており, この機体は超音速飛行を可能にする後退翼を採用している. しかし, 後退翼は主流方向に対して等圧勾配が直交していないため, 翼に沿って発達する境界層内に横流れが誘導される. 横流れ速度は翼面と一様外部流では零となることから, その速度分布には必ずどこかに変曲点が存在し, 流体力学的に極めて不安定である. このため, 通常の超音速翼では前縁近傍から境界層の乱流化が達成され摩擦抵抗が大きくなる. そこで本研究では, 前縁近傍の境界層遷移を人工的に遅延あるいは逆に促進する手法の実証を最終目標に掲げている. 本年度は, その初期段階として, 横流れ不安定制御のための基礎データ収集を目的とし, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所(以下 ISAS)の高速気流設備にて, 層流境界層を乱流に導く横流れ不安定に起因する2つの不安定モード¹⁾, 縦渦の観測と進行波の検出を行った.

2. 実験概要

本実験は, ISAS 高速気流設備である遷音速風洞測定部に, 超音速翼型の前縁を模擬した斜め円柱模型を用いて実施した. 模型は $\phi 50$ 及び $\phi 40$ の2種類を用意し, 図1に $\phi 50$ 斜め円柱模型の平面図を, 図2には模型を測定部に設置し, 横流れ進行波を検出するための熱線プローブを取り付けた様子を示す. マッハ数は $0.7 \sim 1.3$ の範囲で実験を行い, 実験項目は以下の通りである.

1. オイルフローによる縦渦の可視化
2. 熱線風速計による進行波の検出
3. ナフトレンによる昇華法を用いた遷移点観測

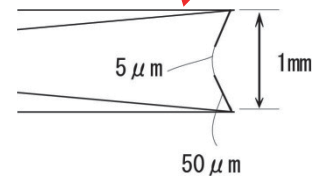
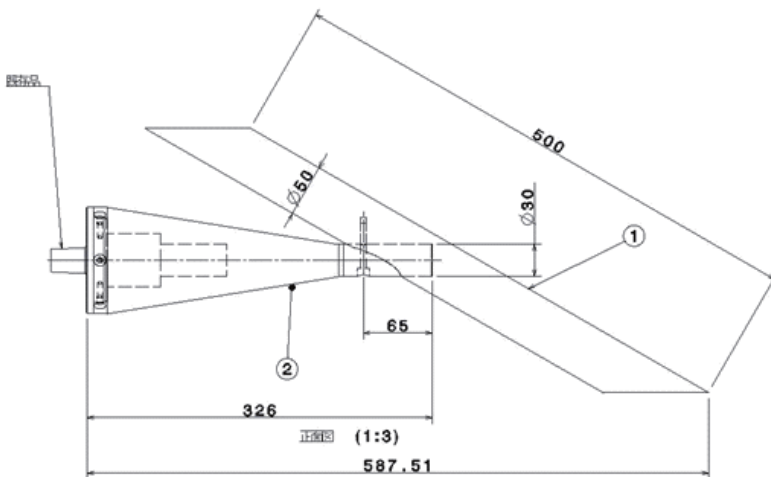


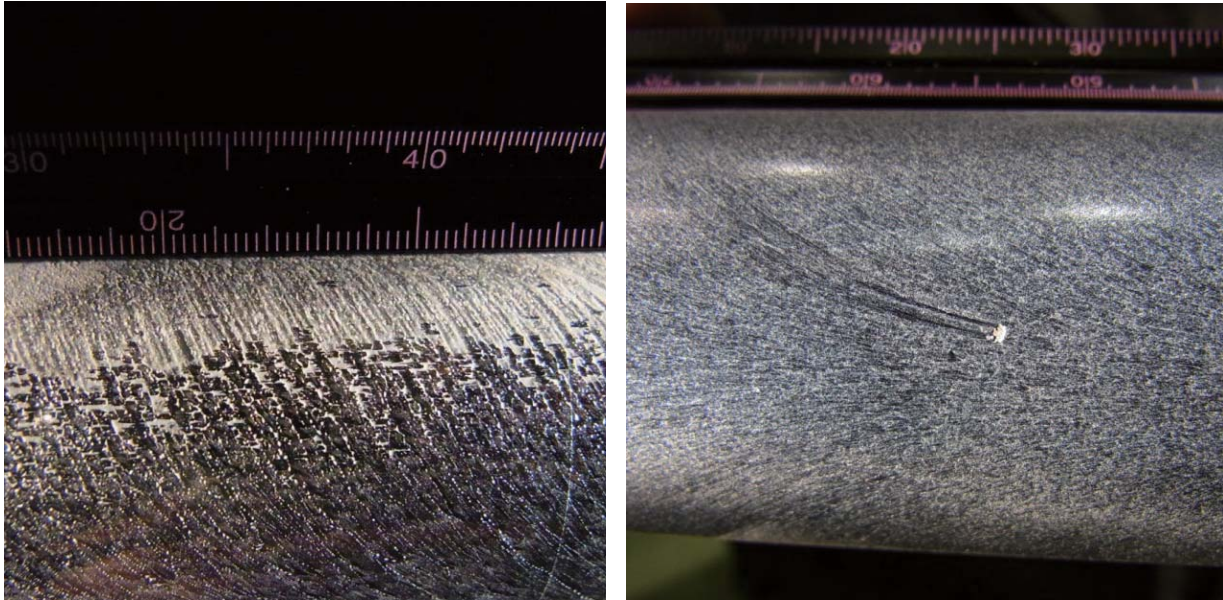
図2. 熱線プローブ

図1. $\phi 50$ 斜め円柱模型

3. 実験結果

3.1 オイルフローによる可視化結果

人工粗度を貼付しない場合、 $\phi 40$ 模型表面では図3(a)のような縦渦の痕跡が確認された。また、粗度を貼付した場合の攪乱の成長する様子が図3(b)から確認できた。撮影した写真から画像解析を行い、縦渦の波長を求め表2に纏めた。理論値とは境界層厚さの4倍とした値である。



(a) 孤立粗度なし

(b) 孤立粗度あり(付着線近傍に貼付した人工粗度)

図3 マッハ数 1.3 における縦渦の可視化結果

表2 縦渦の波長

通風 No.	設定マッハ数	流速[m/s]	模型直径[mm]	理論値 [mm]	実験値 [mm]
1	0.7	226.4	$\phi 40$	0.71	0.86
2		226.0		0.72	0.90
3	1.3	380.3		0.51	0.54
4		382.9			0.31
5	0.7	226.4		0.71	0.58
6	1.3	379.6		0.51	0.84
27	0.4	132.8		0.96	0.70
28		132.1			0.86
29	0.3	99.4	$\phi 50$	1.24	測定不能
30		99.2			測定不能
31		100.3			測定不能

3.2 進行波計測及び遷移点観測

熱線風速計を用いて横流れ進行波の検出を試みたが、進行波と同定できる変動を確認できなかった。また、層流と乱流ではナフタレンの昇華速度の違いを利用する昇華法を用いて遷移点観測をおこなったが、ナフタレンを模型表面に十分厚く塗布できなかったためか、昇華の差は確認できなかった。

3.3 気流変動の評価

一様流における気流変動の評価を熱線風速計で行った。その結果、質量流量変動で約0.3~0.5%の変動が残留していることが確認でき、各マッハ数に対する結果を表3に示した。なお、変動の評価に当たっては、時間的制約から熱線の感度較正ができなかったため、質量流変動と温度変動の感度比は、従来の実験結果²⁾から推定した。

表3 質量流量変動

設定マッハ数	変動の割合[%]	質量流変動[%]
0.3	1.18	0.42
0.4	0.92	0.33
0.5	1.08	0.39
0.6	1.39	0.50
0.7	1.37	0.49
0.8	1.26	0.45

4. 結言

本実験は、オイルフローによる可視化で縦渦の波長を確認し、横流れ不安定の際発生する進行波を捉えることで横流れ不安定制御のための基礎データの蓄積を目的とした。結論は以下の通りである。

- (1)可視化によって横流れ不安定の定在モードである縦渦については、その痕跡は確認ができたが必ずしも明確でなかった
- (2)孤立粗度を前縁近傍に貼付した場合も、定在型の縦渦の明確な成長は確認できなかった
- (3)可視化の結果を画像解析することで縦渦の波長を算出できた
- (4)熱線風速計による計測では横流れ不安定の進行型モードである進行波は確認することができなかった

以上の結果から、定在モードの縦渦についてはその存在を確認できたが、その痕跡が明確でなかったこと、また進行型モードについては、検出できなかった理由として、風洞に残留している一様流の気流変動が大きく、微小な攪乱成長から遷移する境界層の遷移過程とは異なる経路をたどっている可能性が考えられる。

5. 今後の展望

同様な測定項目で、気流の変動が極めて小さい本学超音速風洞において実験を計画している。また、高周波応答特性を持つ熱線風速計の開発とその較正法も確立し、本学超音速風洞の気流評価や横流れ進行波の計測を行い、機会があればISASの高速風洞の気流評価を行う予定である。

参考文献

- 1) Stability and transition of three-dimensional boundary layers: William S. Saric, Helen L. Reed and Edward B. White, *Annual Review of Fluid Mech.*, Vol.35, 2003, pp.413-440.
- 2) 笠木伸英, 木村龍治, 西岡通男, 日野幹雄, 保原充: 流体実験ハンドブック, 朝倉書店, 2009, p111-115.