

極超音速流中の翼端渦に関する風洞実験及び数値解析

学生証番号 47126062 氏名 繪上 涼
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words: Flow Visualization, Hypersonic Flow, Numerical Analysis, Wing-Tip Vortices

極超音速旅客機やスペースプレーンの研究開発は古くから行われており、アメリカ、ヨーロッパの各国を始めとして日本でも研究開発が行われている。一般に航空機の空気抵抗は、摩擦によるもの、空気の粘性によるものなど幾つかに大別されるが、その中でも翼端渦による誘導抵抗が大半を占めていることが知られている。亜音速領域においては、翼端並びに翼端渦についての知見が得られており、翼端にウイングレットを取り付けたり、グライダーのようにアスペクト比を大きくしたりすることによって誘導抵抗を小さくしている。しかし、極超音速や超音速では圧縮性による衝撃波から生じる造波抵抗が大きな影響を与えることが知られており、翼端渦が誘導抵抗を生み出しているのか、その振る舞いはあまり明らかにされていない。本研究では、極超音速風洞を用いて翼端渦の存在を明らかにし、その詳細を、数値解析を用いて比較することで、極超音速流中の翼端渦が空力特性にどのような影響を及ぼすのか実験と数値解析を用いて明らかにすることを目的とした。

実験には、東京大学柏キャンパスに設置されている極超音速高エンタルピー風洞を用いた。実験は、形状を単純化した矩形翼型を用いて行った。実験手法は、タフトを用いてその動きを可視化するタフト法、オイルを使用して翼表面の流れ場を可視化するオイルフロー法、ピトー管を用いて翼後流のピトー圧を測定する圧力測定の3手法である。タフト法では、タフトが半頂角を持って回転しており、渦が放出されていることを確認し、迎え角を大きくすると、回転半頂角は大きくなり、迎え角の正負によって回転の向きが変化することから、この渦は揚力と相関があることがわかった。オイルフロー法では、翼表面で、流れのはく離が起こらないことを確認し、渦のできるメカニズムをより明確に支持する結果を得た。ピトー圧測定では、翼端に近づくに連れて圧力の変動が激しくなることから、圧力差が翼端付近の上下面で生じていることを示唆した。

3次元ナビエ・ストークス方程式を数値解析によって解くことで、より詳細な翼端周りの流れ場を明らかにした。渦度や循環という従来から回転流れで用いられる概念を、極超音速流れにおいても、適応し、翼端から渦が放出されていることを解明した。また、翼端付近の流れについて、流線を描くことによって、翼下面から上面へと流れが回りこんでいることを明らかにした。数値解析で得た、翼表面の圧力分布により、翼スパンの端側20%程度においては、圧力分布が一定ではなく、大きく変化すること、並びに、下面側が高圧、上面側が低圧になることから、この圧力差を解消する流れが翼端で生じ、翼端渦をつくり出していることを明らかにした。

以上より、本研究では

- 1, 可視化実験より翼端において回転流れが生じ、この回転は揚力と相関があること。
 - 2, 数値解析より、翼の上下面に圧力差が生じ、圧力の高い下面から低い上面へと回りこむ流れが翼端において生じ、渦の中心が翼端の延長線上に存在する後引き渦を作り出していること。
 - 3, 極超音速流れにおいても、翼端渦は非圧縮性流体と同様のメカニズムによってつくられるため、極超音速においても翼端渦は空力特性に影響を与え、翼端を考慮した翼形状が必要であること。
- が解明された。