262 超・極超音速における大迎角デルタ形状の背面流れ可視化

鈴木 宏二郎[○], 萩島 大輔, 山田 和彦 (東京大学), 本郷 素行 (宇宙研)

Visualization of Wake Flows over High-Angles-of-Attack Delta Configurations at Supersonic and Hypersonic Speeds

Kojiro SUZUKI, Daisuke HAGISHIMA,
Kazuhiko YAMADA and Motoyuki HONGO

ABSTRACT

Experimental studies on a delta slab lifting body and a thin delta wing at high angles of attack are conducted in the supersonic wind tunnel and hypersonic gun tunnel, respectively. The schlieren pictures and the oil flow patterns in supersonic tests reveal that intermittent breakdown of the leeward vortices causes a chaotic temporal variation of the normal force with large amplitude in a narrow range of the freestream Mach number and angle of attack. Such unsteadiness can be eliminated by controlling the arrangement of the vortices with the use of bent nose and body flaps. The electric discharge method is applied to visualize low density leeward flow in hypersonic tests. The relation between the luminescence pattern and the flow structure is discussed.

Keywords: Flow Visualization, High-Angles-of-Attack, Supersonic and Hypersonic Flow, Delta Wing, Wind Tunnel

1. 緒 言

スペースシャトルのような有翼型再使用宇宙輸送機では、大気圏再突入時に必要な揚力と抗力を得るため、大迎角で超・極超音速飛行する。大迎角飛行体背後の剥離渦は、空気力の非定常振動や迎角に対する非線形性をもたらしたり、局所的な空力加熱のピークを作ることがあるため、その構造を把握することが必要である。ここでは、飛行体形状として鈍頭極厚デルタ形状のリフティングボディと薄いデルタ翼を取り上げ、大迎角時の背面流れ可視化について紹介する。鈍頭極厚デルタ形状についてはマッハ数 1.5 から 4 までの超音速風洞実験を行い、大迎角時の空力特性がシュリーレン法や油膜法による可視化結果と関連づけて検討される。薄いデルタ翼についてはマッハ数 7 のガンタンネルで実験が行われた。一般に、極超音速風洞では気流密度が低く、かつ試験時間が短いため、光学的な観測が困難となる。ここでは、その解決策として放電発光法¹⁾を採用し、主流に直行する断面の流れを可視化した結果を紹介し、発光パターンと流れ場構造の関連について考察する。

2. 鈍頭極厚デルタ形状の超音速風洞実験²⁾

2.1 実験の目的

主翼を持たず機体全体で揚力を発生させて飛行するリフティングボディ（揚力飛行体）は、そのメリットとして高い体積効率と比較的高い揚抗比が挙げられる。極超音速飛行時の高い揚抗比は再突入飛行のクロスレンジ

を大きくし運用の柔軟性を広げることとなり、亜音速時の揚抗比は主翼を持たないこの種の機体に着陸能力を与える。高い体積効率は機体の小型軽量化に直結する一方、形状は丸みを帯び、高揚力の再突入軌道と相まって空力加熱負荷の低減につながる。これらのメリットは次世代宇宙輸送システムの候補である垂直離陸水平着陸型再使用ロケットにおいても有効であり、NASA では次期スペースシャトルのための実験機としてリフティングボディを採用した X-33 (Fig. 1 参照) 計画が検討されていた。以下では、その基本形状と言える鈍頭極厚デルタ翼について行った大迎角超音速風洞実験について述べる。

2.2 実験の概要

Fig. 1 に本研究で用いた模型形状を示す。後退角 70 度、厚みと全長の比 1 : 4.5 の鈍頭極厚デルタ形状を基に、頭部形状として上下対称のストレートノーズ型と機体前方で頭部を上曲げたベントノーズ型の 2 種類を製作した。前者は、なめらかに接する半径 $R=16\text{mm}$ の球面、円柱面、平面で構成されている。後者はストレートノーズに対し約 18 度のシャを上向きにかけて作成した。なお、空力係数算出の参照面積には、上投影面積を用いた。模型底面には図に示すように、上面（背面側）または下面（風上側）の左右に曲げ角 30 度のボディフラップが取り付けられるようになっている。

実験は宇宙科学研究所にある $60\text{cm} \times 60\text{cm}$ の超音速風洞を用いて行われた。主流マッハ数は 1.5~3.85 である。模型全長 L での主流レイノルズ数は $2.8 \sim 3.6 \times 10^6$ である。模型は底面からスティング支持され内挿型天秤によって 6 分力測定が行われた。迎角については 25

度の曲がりスティングを併用することで最大 32 度までの大迎角空力特性を取得した。流れの可視化については、シュリーレン法と油膜法を用いた。空気力に非定常性が見られる場合、高速ビデオ（500Hz）を用いて、シュリーレン画像を力測定と同期を取りつつ記録し、空気力変動との関連を調べた。

Fig. 1 Concept of Lifting-Body-Type Space Transportation Vehicle and Configuration of Experimental Model

2.3 実験結果（背面渦による非定常振動空気力について）

Fig. 2 にストレートノーズ模型における垂直力係数 C_N の迎角に対する変化を示す。図の迎角範囲ではマッハ数 1.5 においてのみ C_N が迎角 24 度以降急激に減少し、失速の様相を見せている。この失速域において非定常空気力が観察され、迎角 25 度付近が最も顕著であった。この非定常空気力の特徴は、1) 垂直力係数で 0.3~1.0 と変動幅が非常に大きい事、2) 変動は完全な周期性を持たず不規則性がある事、3) 変動の時間スケールが 10Hz のオーダーとゆっくりしている事、4) 横力の発生を伴わず左右対称な現象である事、である。Fig. 3 に垂直力係数と風圧中心位置 (X_{cp}/L ; =0 が機体先端、=1 が後端を表す) の時間変動を示す。垂直力が落ちると風圧中心が前進する傾向にあるのがわかる。

Fig. 2 Variation of Normal Force Coefficient with Angle of Attack at Mach Numbers 1.5, 2.5 and 3.85

Fig. 3 Temporal Variation of Normal Force Coefficient and Location of Center of Pressure

Fig. 4 Schlieren Pictures taken by High Speed Camera at Mach Number 1.5 and Angle of Attack 25 deg. (Straight Nose Type)

このような激しい空気力の変動は、大きな流れ場構造の変動を伴っていると思われる。Fig. 4 にマッハ数 1.5、迎角 25 度における垂直力 (a) 最小付近 ($C_N \sim 0.4$) と (b) 最大付近 ($C_N \sim 1.0$) での高速ビデオによるシュリーレン写真を示す。後者では背面に沿った明確な流れ構造が見られ、機体背後の剥離渦対が表面から離れずに流れている事を示している。一方、前者では、背面流れの明確な構造が見られず、渦対は崩壊し、物体から大きく離れて拡散しているものと思われる。マッハ数が 1.5 程度では空気力に対する背面側の影響は風上側に比べて無視できない。高速ビデオで観察された間欠的な渦対の付着と崩壊の繰り返しが、Fig. 3 に示した空気力のカオス的な変動をもたらすと考えられる。なお、この現象は背面の剥離渦配置という大きなスケールの変化を伴っていることから、変動の時間スケールも大きく比較的ゆっくりとした変動となっていると説明できる。

飛行体への適用を考えると、強い非定常空気力の発生は好ましくなく、その抑止法を考える必要がある。上述のように現象が背面の剥離渦に関与しているため、ベントノーズや上面フラップの採用により、それらの配置を制御することが考えられる。Fig. 5 に各形態における背面側流れの油膜法による可視化写真を示す。これを位相数学的手法³⁾によって解釈する。どの場合も1次剥離線が機体頭部から底面まで左右対称に延びており背面に剥離渦対が形成されているのがわかる。ストレートノーズでは渦対は頭部の渦心点の対から延びているが、ベントノーズでは渦心点が消え、馬蹄形渦タイプとなっている。ベントノーズと上側フラップの組み合わせでは、ノーズ接合部下流付近で新たに渦心点の対が発生しており、そこから出た渦対が頭部からの渦を機体表面から剥がし、その配置で安定させるものと思われる。渦心点から延びた剥離線は上面フラップにぶつかっており、フラップが渦を機体上面に押し上げるのに有効に働いているのがわかる。実際、図の(c)では垂直力が安定し、振動が除去された。以上から、振動空気力の抑制には背面渦の配置を考慮したフラップ等の空力付加物の取付けが有効であるとわかる。

Fig. 5 Effect of Nose Shape and Body Flaps on Oil Flow Pattern at Mach Number 1.5 and Angle of Attack 25 deg.

3. 極超音速デルタ翼背面流れの可視化⁴⁾

3.1 実験の目的

衝撃風洞のようなパルス型極超音速風洞では、ミリ秒オーダーの短い運転時間と気流密度の低さにより、前章

で紹介した可視化法の適用は難しい。ここでは、大迎角デルタ翼背面の流れを西尾により提案された放電発光法⁵⁾を用いて可視化した結果を示す。

3.2 実験の概要

実験装置の概要を Fig. 6 に示す。実験は、研究室所有のガンタンネルを用いて行った。高圧室のバルブを開くことにより銃身内の圧力が上昇し、それをトリガーとしてあらかじめ模型にセットしておいた電極間で放電を開始する。放電電圧は 5kV である。なお、ここでは高電圧アンプを用いており、その制御回路により電流が 2mA に保たれるため、放電はほぼ定常であると考えられる。放電開始後、測定部に気流が成立し、適当な遅延時間の後、CCD カメラにより画像取得が行われる。気流持続時間は約 10msec であり、測定部の主流条件は、マッハ数 7、密度約 0.02kg/m³、圧力 300Pa、温度 50K、流速 990m/s である。放電によって気流に投入されるエネルギーは気流のエンタルピーに比べ十分小さく流れ場への影響は無視できるものと思われる。なお、本実験では安定した放電を得るために気流生成前に放電を開始しておく必要があった。

実験模型は、Fig. 7 に示すように模型本体と電極で構成され、鏡を用いて一様流に垂直な断面の放電発光画像が取得される。模型はスパン 30mm、後退角 60 度の尖った前縁を持つデルタ翼である。スパンでとった主流レイノルズ数は約 5×10^5 である。

Fig. 6 Schematic View of Experimental Facility

3.3 放電発光パターンとその考察

無風状態と通風時では得られる発光画像は異なっており、発光パターンは流れ場の影響を受けていることは明らかである。通風時背面におけるパターンとしては、1) 前縁部で円状の発光が観察される状態 (Fig. 8)、2) 直線状の発光が観察される状態 (Fig. 9)、3) 放電路が湾曲する状態 (Fig. 10)、の3種類が観察された。なお、Fig. 8-10 では、陰極、陽極ともに線状電極を用いており、画像処理により発光強度分布図として表されている。なお、分光器による発光スペクトル測定の結果、そのほと

んどは N_2 分子によるものであると分かっている。Fig. 8-10 のパターンは迎角とデルタ翼先端からの距離によって規則的に変化し、Fig. 11 のように分類されることがわかった。一般に、迎角をとるデルタ翼の背面には縦渦対ができることが知られており、迎角が増す程、また、先端から下流に行く程、渦は成長する。Fig. 11 のパターン分布はそれに対応しており、放電発光はデルタ翼背面の渦構造を反映してるものと考えられる。

萩島⁴⁾はこれらの発光パターンと流れ場との関係を検討するため、発光過程をモデル化し、Navier-Stokes 方程式による流れ数値シミュレーションと組み合わせた発光強度分布予測を行った。その結果から、放電発光パターンには印加電場と圧力分布、密度分布などの流れの物理量が複合して影響しており、画像の解釈には注意を要すると指摘している。

Fig. 7 Experimental Model

4. まとめ

鈍頭極厚デルタ形状のリフティングボディと薄いデルタ翼について、大迎角時の背面渦流れ構造に着目した超・極超音速風洞での可視化実験を紹介した。放電発光法は、低密度高速流に適用でき、また、電極を動かすことで可視化する面を容易に変えられる点で応用範囲が広い。今後は放電の物理モデルを確立し、発光パターン解釈の信頼性を向上させる必要がある。

参考文献

- 1) 西尾 正富：極超音速飛翔体周りの流れ場の放電を利用する可視化法（放電発光法），日本航空宇宙学会誌，Vol. 44, No. 509 (1996), pp. 347-353.
- 2) 鈴木 宏二郎 他：極厚デルタ形状リフティングボディの超音速大迎角空力特性，日本航空宇宙学会誌，Vol. 48, No. 561 (2000) pp. 549-553.
- 3) Tobak, M. and Peake, D. J.: Topology of Two-Dimensional and Three-Dimensional Separated Flows, AIAA Paper 79-1480 (1979).
- 4) 萩島 大輔：極超音速流中における物体周りの流れ場と放

電発光パターンの関係およびそのモデル化，東京大学修士論文（航空宇宙工学専攻）（2002）。

Fig. 8 Distribution of Luminescence Intensity at Attack Angle 20 deg and 27% Chord Length (Pattern 1 in Fig. 11)

Fig. 9 Distribution of Luminescence Intensity at Attack Angle 20 deg and 46% Chord Length (Pattern 2 in Fig. 11)

Fig. 10 Distribution of Luminescence Intensity at Attack Angle 20 deg and 58% Chord Length (Pattern 3 in Fig. 11)

Fig. 11 Classification of Luminescence Pattern with respect to Angle of Attack and Streamwise Location