

デルタ翼流れにおける一様流マッハ数効果に関する実験的研究

— 第二報 —

宇宙研	大山聖
工学院大院	網谷修男
JAXA/JEDI	堤誠司
工学院大院	飯田明由
宇宙研	藤井孝蔵

1. 序論

将来の水平離着陸型宇宙往還機にはデルタ翼もしくはダブルデルタ翼やオージー翼などのデルタ翼発展形状が用いられると考えられる。そのため、超音速・高迎角の条件を含む広い条件下でデルタ翼周りの流れ場がどのように変化するかを知ることは大変重要である。

超音速・高迎角の条件を含む広い条件下でのデルタ翼周りの流れ場に関する研究は 1960 年前後から行われている。Squire ら[1]は前縁に垂直なマッハ数成分 M_N と前縁に垂直な迎角成分 α_N (Fig.1(a))の二つのパラメータを用いて、デルタ翼まわりの流れが付着流と剥離流の二つのタイプに分けられることを実験により示した。1980 年代には、Miller と Wood[2]がオイルフロー、タフトおよびベークスクリーンによる可視化結果をもとに流れ場を6つに分類している (Fig.1(b))。その後いくつかのグループによりさまざまな分類方法[3-4]が提案されている。また、Imai らは数値シミュレーションを用いてデルタ翼まわりの流れ場の詳細を明らかにしている[5]。しかしながら、これまでのデルタ翼まわりの流れ場に関する研究の多くは鋭い前縁を持つデルタ翼に関するものである。

Luckring[6]は現実の宇宙往還機に使われるであろう丸い前縁を持つデルタ翼について、遷音速・超音速領域にて実験を行い、丸い前縁を持つデルタ翼では翼先端より後方から剥離渦が発生すること、その剥離渦発生位置はマッハ数、レイノルズ数、前縁半径などのパラメータにより変化することを示した。

一方、昨年度の我々の研究[7]では、丸い前縁をもつオイラー模型について、遷音速・超音速領域で流れ場の観察を行い、超音速領域においても翼の前方と後方で流れタイプが異なる流れ場（ここでは mixed flow と呼ぶ）が発生すること、またその境界位置はマッハ数を上げると前方に移動することを示した (図 2)。しかしながら、昨年度の研究では、1) 流れ場タイプを断定するための情報が不足している、2) 実験回数の不足により再現性が評価できていない、という問題があった。

よって本研究では、シュリーレン画像を新たに取得し、mixed flow の流れ場に関する議論を深めるとともに、再現性を評価することを目的とする。

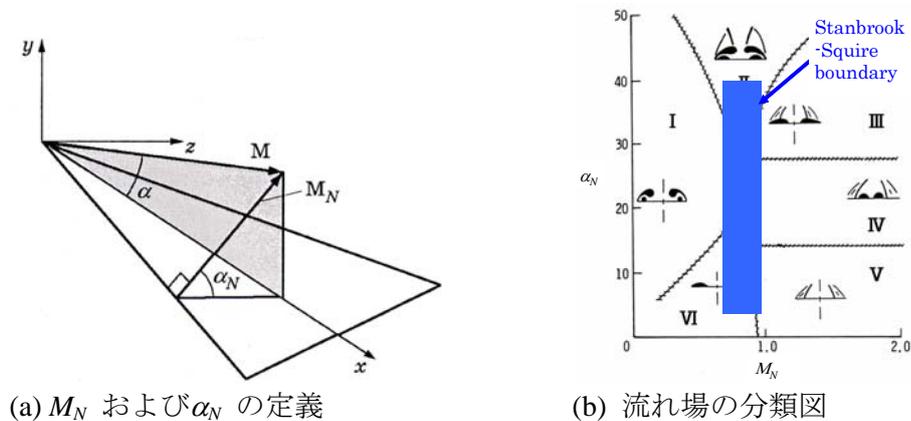


図 1 デルタ翼周りの流れ場の分類

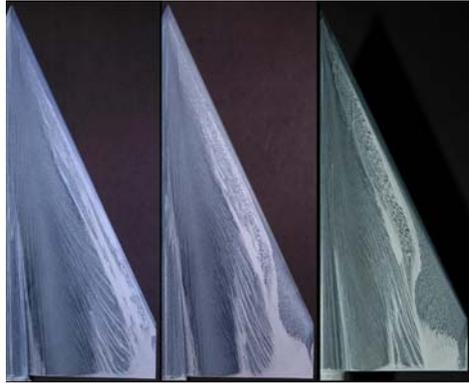


図2 迎角10度におけるオイルフロー写真（左から一様流マッハ数2.4, 2.6, 2.8）。翼の先端付近では前縁から流れが剥離しているが、後縁付近では前縁で流れが付着していることがオイルフロー写真から示唆される。前縁で流れが付着し始める位置はマッハ数が上がるにつれて前方に移動していくことがわかる。

2. 実験方法

実験は JAXA 宇宙研にある遷音速・超音速風洞にて行った。一様流マッハ数は 0.6 から 3.2 まで変化させ、迎角は10度とした。貯気槽全圧を調整することでレイノルズ数（翼根翼弦長基準）を 4.65×10^6 に固定した。実験モデルにはオイラー模型（図3）[8]を用いた。オイラー模型は前縁から40%翼弦長までは多項式、40%翼弦長より後方は NACA64A005 翼型で定義される。前縁半径は 0.7% 翼弦長である。

デルタ翼まわりの流れ場を観測するため、オイルフロー写真、シュリーレン写真を取得し、感圧塗料を用いて、表面圧力分布を計測した。オイルフローでは、灯油、流動パラフィン、オレイン酸、酸化チタンを流れ場条件に応じて混ぜ合わせて用いた。圧力計測を行う際には、感圧塗料の温度補正のため感温塗料を用いて温度計測を行った。本実験ではデルタ翼上面の片側に感圧塗料を、もう一方に感温塗料を塗布することで圧力・温度を同時に計測した。感圧塗料による表面圧力計測時の実験装置の概要を図4に示す。デルタ翼模型は翼の上面が可視化窓から観測できるように取り付けられた。外光を遮断するために暗幕を設置し、その中に青色 LED とバンドパスフィルタ（透過波長域 $650 \pm 20\text{nm}$ ）を装着した CCD カメラを置いて撮影を行った。詳細については文献[9]を参照されたい。計測後の後処理には感圧塗料計測画像処理ソフトウェア SMAP[10]を用いた。

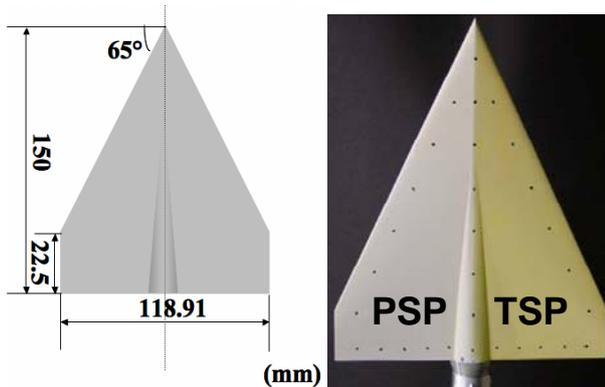


図3 オイラー模型

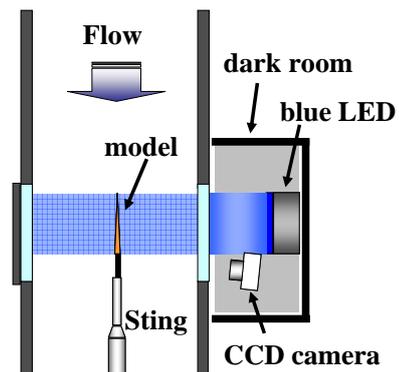


図4 圧力計測システム

3. 実験結果および考察

本実験においても、昨年度の実験同様、高いマッハ数領域において翼前方で前縁剥離、後方では前縁付着となる流れ場(mixed flow)が発生し、その境界がマッハ数を上げるにつれて前方に移動していくことが確認された。各マッハ数における前縁付着となる位置をプロットしたのが図5である。

マッハ数を上げるにつれて前方に移動していく様子を定量的に見ることができる。また、この図からマッハ数が3.0以上では境界位置は前方に移動しない可能性があることもわかる。オイルフロー写真から前縁付着が始まる位置を計測しているためばらつきが大きいですが、計測の再現性についてもこの図から確認された。

図6に一樣流マッハ数2.6におけるデルタ翼上面の表面圧力分布（右翼）、オイルフロー写真（左翼）およびシュリーレン写真を示す。翼の前方では流れは前縁付近から剥離し、後方では前縁で流れが付着している様子がわかる。前縁剥離が生じている前方の領域では翼の対称面付近にコアフローの存在、その外側に剥離領域の存在が確認されるが、2次剥離渦の存在は確認されなかった。また、スパン方向から撮影したシュリーレン画像からも強い渦は確認されていない。このことから、前縁で流れが剥離するが強い渦を生じない”separation bubble with no shock” [2]であると考えられる。一方、後縁付近では、前縁で流れが付着することがオイルフローにより示唆され、コアフローの存在、剥離領域の存在も確認される。このことから、後縁付近の流れ場は前縁で流れが付着し上面に発生する衝撃波により流れが剥離する”shock-induced separation” [2]である可能性が高いと考えられる。なお、原稿枚数の制限上、各マッハ数におけるオイルフロー写真などは割愛してある。実験結果の詳細については文献[11]を参照されたい。

6. 結論

超音速・高迎角時の丸い前縁を持つデルタ翼まわりの流れ場について考察するため、JAXAの遷音速・超音速風洞を用いて実験を行った。本実験により、超音速・高迎角時に現れるmixed flowの前縁付着の開始点はマッハ数の増加に伴い前方に移動することを定量的に計測し、その再現性が確認された。また、オイルフロー写真、シュリーレン写真、表面圧力分布により、現れた流れ場は前方でseparation bubble with no shock、後方でshock-induced separationである可能性が高いことがわかった。

Seshadriらは文献[4]において、鋭い前縁を持つデルタ翼においても超音速・高迎角時に翼先端から剥離渦が発生し、後方ではshock-induced separationになる流れ場になることを述べているが、本実験で観測されたmixed flowとは流れ場構造が異なっており、前縁半径の違いがこのことに影響を与えているのか、鋭い前縁を持つデルタ翼について実験を行うなどして今後調査する必要がある。

参考文献

- [1] Stanbrook, A., and Squire, L. C., “Possible Types of Flow at Swept Leading Edges,” *Aeronautical Quarterly*, Vol.15, No. 2, pp. 72-82, 1964.
- [2] Miller, D. S., and Wood, R. M., “Leeside Flows over Delta Wings at Supersonic Speeds,” *Journal of Aircraft*, Vol. 21, No. 9, pp. 680-686, 1984.
- [3] Szodruch, J. G., and Peake, D. J., “Leeward Flow over Delta Wings at Supersonic Speeds,” NASA-TM, No. 81187, 1980.
- [4] Seshadri, S. N., and Narayan, K. Y., “Possible Types of Flow on Lee-Surface of Delta Wings at Supersonic Speeds,” *Aeronautical Journal*, No. 5, pp. 185-199, 1988.
- [5] Imai, G., Fujii, K., and Oyama, A., “Computational Analyses of Supersonic Flows over a Delta Wing at High Angles of Attack,” the 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2006
- [6] Luckring, J. M., “Compressibility and Leading-Edge Bluntness Effects for a 65° Delta Wing, AIAA Paper 2004-0765, 2004.
- [7] 網谷修男, 伊藤匡人, 今井源太, 藤井孝藏, 大山聖, 飯田明由, デルタ翼流れにおける一樣流マッハ数効果に関する実験的研究, 平成18年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2006.
- [8] Erickson, G. E., “Wind Tunnel Investigation of the Interaction and Breakdown Characteristics of Slender-Wing Vortices at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds,” NASA Technical Paper 3114, 1991.

- [9] Ouchi, H., Irikado, T., Fujii, K., and Hayashi, A. K., "PSP Measurements in the Large-Scale Transonic Wind Tunnel and Associated Image Data Processing," AIAA Paper 2005-1079, 2005.
- [10] 大山聖, 藤松信義, 伊藤匡人, 藤井孝藏, 「感圧・感温塗料圧力計測系のための取得画像後処理ソフトウェアの開発」, 第33回可視化情報シンポジウム講演論文集, pp. 313-316, 2005.
- [11] Oyama, A., Ito, M., Imai, G., Tsutsumi, S., Amitani, N., Fujii, K., "Mach Number Effect on Flowfield over a Delta wing in Supersonic Region," AIAA paper 2008-0354, 2008.

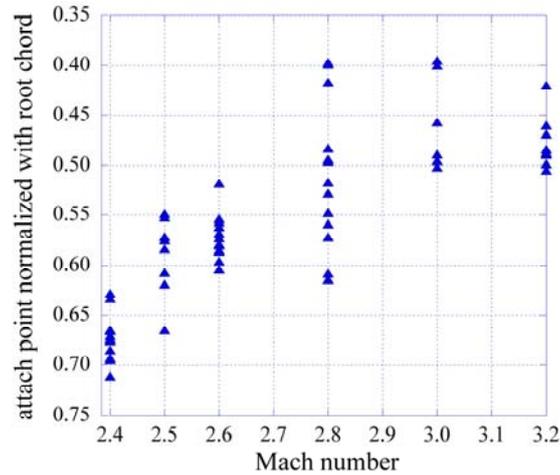


図5. 前縁付着がはじめる位置へのマッハ数の効果. 縦軸は翼根翼弦長で無次元化し翼先端を原点とした翼弦方向座標である. 横軸は一様流マッハ数.

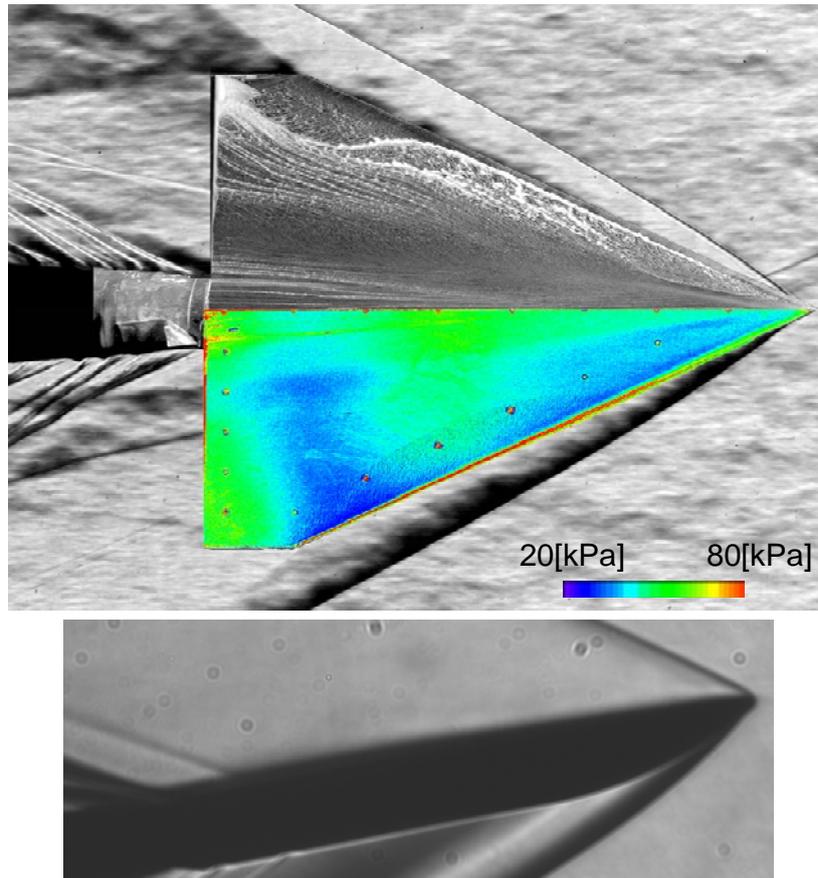


図6. マッハ数2.6における翼上面の表面圧力分布(右翼), オイルフロー(左翼)およびシュリーレン画像.