

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

○ 網谷修男 (工学院大院), 伊藤匡人 (青学大院), 今井源太 (東大院)
藤井孝藏(JAXA/ISAS), 大山聖(JAXA/ISAS), 飯田明由 (工学院大)

Experimental study of free-stream Mach number effect on supersonic flows around a delta wing

Nobuo Amitani (Kogakuin University), Masato Ito (Aoyama Gakuin University), Genta Imai (University of Tokyo)

Kozo Fujii (JAXA/ISAS), Akira Oyama (JAXA/ISAS), Akiyoshi Iida (Kogakuin University)

Effect of free stream Mach number and angle of attack on flow type around a delta wing with blunt leading edge are experimentally studied in subsonic to supersonic flow regimes. Surface pressure distribution and surface streamlines are measured with pressure measurement system based on pressure sensitive paint and oil flow visualization technique. The present results indicate that the fully attached flow pattern exists near the leading edge while the flow pattern with primary vortex and secondary vortex is dominant and that the boundary between the different flow pattern moves forward as freestream Mach number increases in free stream Mach number of 0.6 to 1.2 and at angle of attack of ten degrees. The present results also indicate that flow type with attached flow near the leading edge appears near the trailing edge and the boundary moves forward as freestream Mach number increases in free stream Mach number greater than 2.4 and at angle of attack of ten degrees. The flow pattern is qualitatively same at lower angle of attack while the primary and secondary vortices are suppressed compared with the flow at angle of attack of ten degrees.

1. 序論

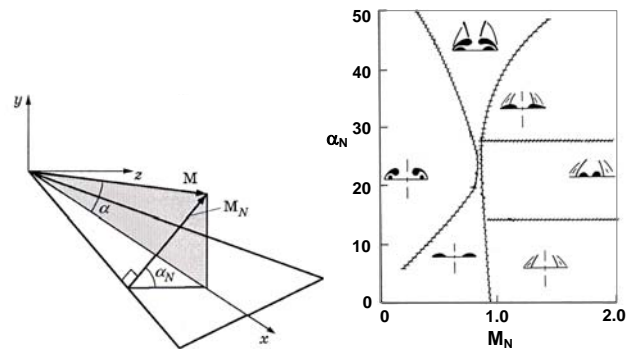
後退角効果や構造上の優位性から, 超音速旅客機や宇宙往還機にはデルタ翼やデルタ翼類似形状 (ダブルデルタ翼やオージー翼) が用いられている. デルタ翼は離着陸時に大迎角をとることで翼上面に強い剥離渦を発生させ, その負圧を利用することで大きな揚力を発生させることが可能であるため, 低速・大迎角の気流条件におけるデルタ翼周りの流れ場については古くから研究がなされてきた. そして前縁から強い剥離渦が発生する2次元的な流れ場になること, 条件により渦崩壊が発生することなどといった現象が確認されている.

一方, 超音速・高迎角条件では, デルタ翼上は衝撃波や剥離が複雑に絡み合った流れ場なることが予想され, 流体力学的に興味深い. また, 宇宙往還機の帰還時の飛行経路などで超音速・高迎角という条件が想定されるため, 工学的にもその流れ場特性の理解は重要である.

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調べた研究は 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]がデルタ翼まわりの流れ場を2次元であると仮定し, ある断面 (70~90%コード長) における流れ場の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)). また, その後もいくつかのグループにより流れ場をより詳細に観察したさまざまな分類方法が提案されている.

これらの研究は鋭い前縁を持つデルタ翼に対して行われてきており, また任意断面のみの流れ場に注目したものが多い. しかしながら, 実際に宇宙往還機で用いられるデルタ翼では前縁を丸くせざるを得ない. Luckring ら^[3]は丸い前縁を持つ

デルタ翼についてマッハ数およびレイノルズ数が剥離渦の発生位置に与える影響に対する考察を亜音速領域で行った. その結果, 前縁半径が大きなデルタ翼については必ずしも剥離が翼前縁から起こるのではなく, より下流の翼端から発生することが観察された. その上, この剥離点はマッハ数の増加に伴って上流側へ移動することが分かった. 以上のように, 流れ場は必ずしも任意の2次元断面のみに着目するだけでは十分でなく, 3次元的で複雑な流れ場になる. 更に, 一様流マッハ数が遷・超音速になると衝撃波や衝撃波・剥離干渉などが発生し, より流れ場は複雑になると予想される. しかしながら, このような流れ場に関する研究はこれまでほとんどされてこなかった. よって, 遷・超音速における丸い前縁を持つデルタ翼まわりの流れ場について, 特に一様流マッハ数および迎角の影響を解析することを本研究の目的とする. 剥離渦や衝撃波の発生や遷移といった流れ場の観測を行うために, 今回は感圧塗料およびオイルフローを用いて実験を行う.



(a) Definition of M_N and α_N

(b) classification of flow field by Wood and Miller

Fig. 1 Classification of flow field around a delta wing.

2. 実験条件

Miller と Wood の分類図(Fig.1(b))をもとに、四つの流れパターンが現れると予想される実験条件を選択した(Fig.2 の■および◆). 迎角は4度または10度とし、マッハ数は0.7から3.2まで変化させた。レイノルズ数は 4.65×10^6 で一定とした。

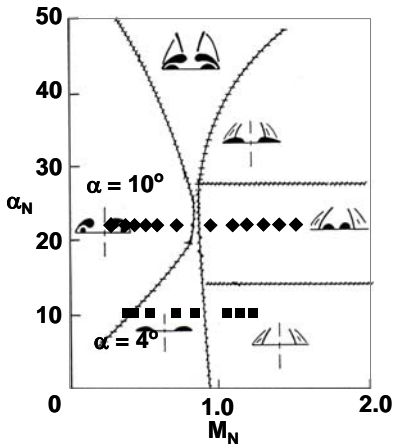


Fig. 2 Conditions of the present experiments.

3. 実験装置およびデルタ翼模型

本研究では、実験データの豊富なデルタ翼オイラー模型^[4](Fig. 3)まわりの流れ場を観測することとした。機体形状は最大翼弦長 150mm, 後退角 65° , テーパー比 $\lambda=0.15$ である。この模型の前縁半径は、 $0.7\% \times$ 翼弦長である。

実験は、マッハ数 1.5~4.0 まで計測が可能な宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の吹出し式超音速風洞で行った。この風洞のノズル出口寸法は600mm×600mmである。貯気槽全圧を調整することでレイノルズ数を一定に保った。

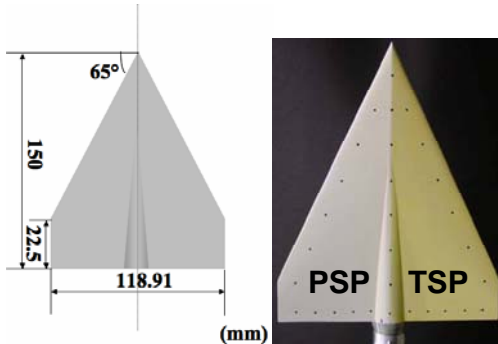


Fig. 3 Euler model.

4. 計測方法

デルタ翼上面に発生する剥離渦および翼面上から発生する衝撃波の観測のため、感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint : PSP) とオイルフローを用いて実験を行った。感圧塗料は塗布した面全体の圧力分布データが得られる面計測手法である。また感圧塗料の温度補正のため感温塗料 (Temperature Sensitive Paint : TSP) を用いて温度計測を行った。感圧塗料及び感温塗料の色素は同じ青色 LED で励起可能な Ruthenium(II)錯体系^[5]で統一した。Figure 3 に示すように、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・温度の同時計測を行った。

感圧塗料による表面圧力計測時の実験装置の概要を Fig.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(浜松ホトニクス 1024×1024)を置いて撮影を行った。

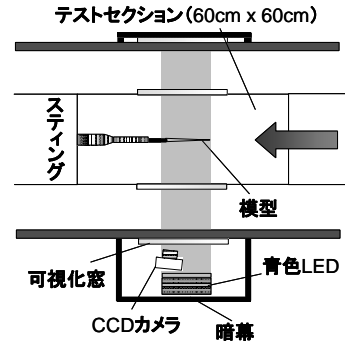


Fig. 4 Pressure measurement system using PSP.

オイルフローを用いた可視化実験の際も、通風中の画像も撮影するために翼上面が観測窓を向くように模型を設置した。使用したオイルは、灯油、流動パラフィン、オレイン酸、酸化チタンを混ぜ合わせたものである。

5. 実験結果および考察

はじめに、迎角 10 度のデルタ翼周りの流れ場について翼上面の流れの剥離位置に対するマッハ数の効果について考察を行い、迎角 10 度で観察された代表的な流れ場について詳細な議論を行う。次に、迎角 4 度のデルタ翼周りの流れ場を示し、迎角の効果について議論する。

5.1 剥離位置に対するマッハ数の効果と流れ場の詳細

迎角 10° における $M=0.85\text{-}2.8$ までのオイルフローの結果を Fig.5 に示す。この図から亜音速((a), (b))においては翼先端から少し後ろで流れが剥離しており、マッハ数が増加するにつれて翼先端のほうに移動していくのがわかる。この傾向は Luckring らの実験結果と定性的に一致する。超音速域((c)-(e))においては翼の先端から剥離する流れになるが、マッハ数が 2.4 を越えたあたりから((f)-(h))は後縁側で付着領域が現れ、マッハ数が増加するにつれて前方に広がっていく様子がわかる。なお、実験は 1 つの条件に対して複数回実験を行っており、結果に多少ばらつきはあるが定性的には一致していることを確認している。

以上の結果を整理したのが Fig.6 である。ここでは縦軸にコード長で無次元化した x 方向位置(座標系及び原点は Fig.1(a)参照)、横軸に一樣流マッハ数をとった。本研究から得られた亜音速領域における剥離線の挙動を□で示す。例えば $M=0.8$ を例にとると、剥離は翼先端からではなく $x/c=0.1$ から発生する。また、一樣流マッハ数の増加に従い剥離点は前縁へと遷移する。一方、 $1.2 < M < 2.4$ では翼先端から剥離が生じており、翼表面上は全域前縁剥離領域となる。更に一樣流マッハ数が増加する($2.4 < M$)と○で示した様に付着領域が翼後縁から発

生ずる。例えば $M=2.8$ では翼先端から剥離が生じているが、 $x/c=0.6$ より後ろでは付着する流れとなる。

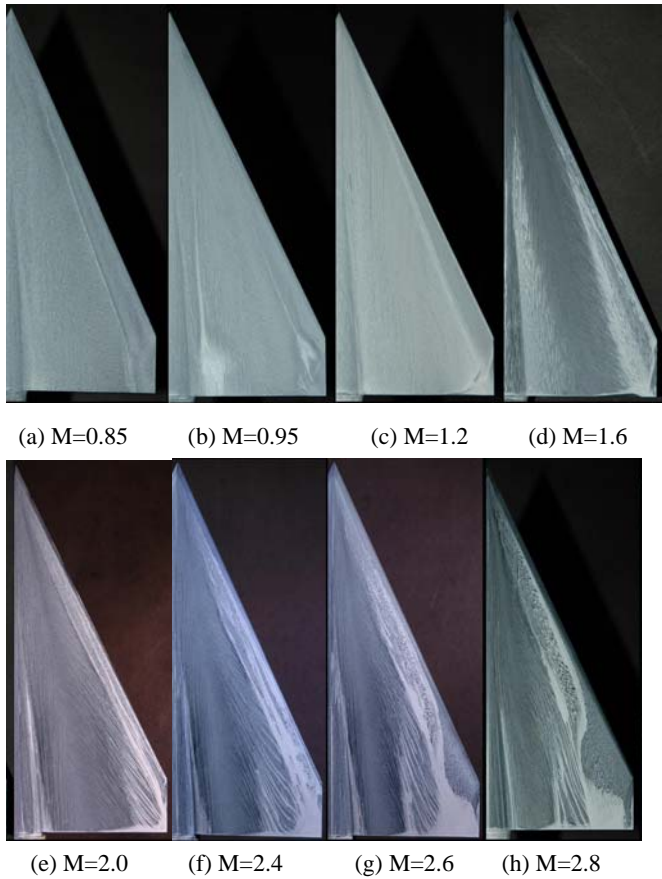


Fig. 5 Oil flow results at angle of attack of 10 degrees.

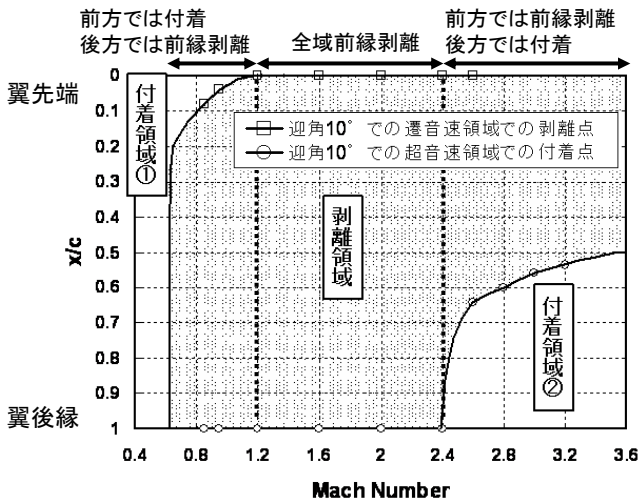
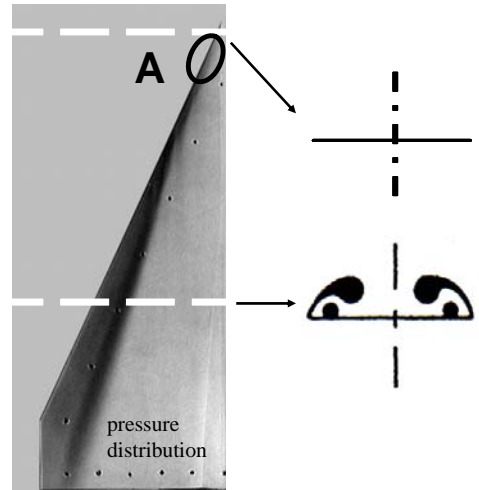


Fig. 6 Mach number effect on the separation and attachment points at angle of attack of 10 degree.

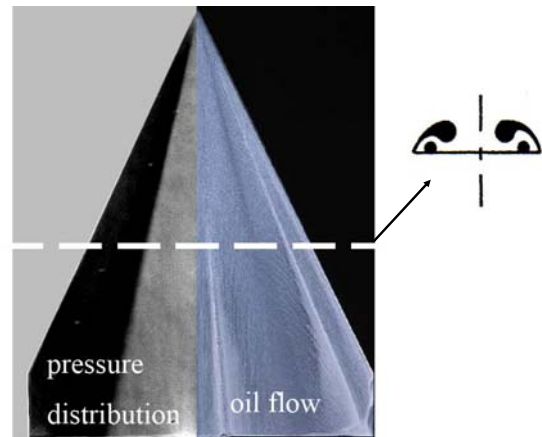
次に、Fig.6 で整理した剥離が翼の途中から生じる流れ、翼先端から剥離する流れ、また翼先端から剥離するが後縁では付着する流れの 3 つそれぞれを代表するマッハ数 0.7, 1.6, 2.6 について、感圧塗料の結果も合わせて詳細な流れ構造を調べる。Fig.7(a)に迎角 10 度、マッハ数 0.7 における圧力分布を示す。前縁剥離渦の影響による負圧領域（図の黒い部分）が観察され、しかもこの前縁剥離渦は翼の先端

からではなく翼の途中（A 点）から生じている。Figure 1(b) に示した Wood and Miller^[2]の模式図を元に考えられる断面内の流れ構造を Fig.7(b)に示す。剥離の開始領域となる点 A より後流では 1 次剥離渦および 2 次剥離渦からなる低速のデルタ翼でよく知られた流れ場となり、A 点より前方では渦が発生しておらず、流れが付着していると考えられる。



(a) Measured pressure distribution (b) Estimated flow structure
Fig. 7 Measured flow at $M=0.7$, $\alpha=10^\circ$

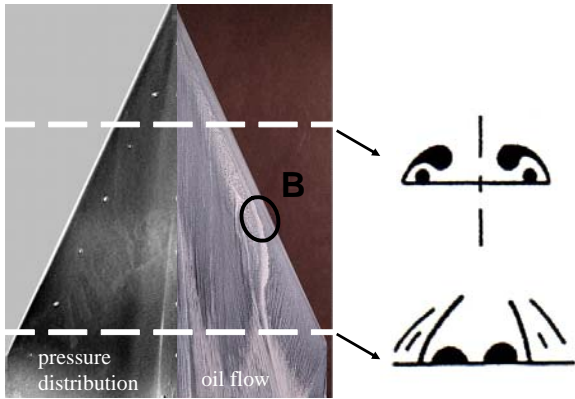
迎角 10° 、マッハ数 1.6 における圧力分布とオイルフローの結果を Fig.8(a)に示す。マッハ数 0.7 において発生する剥離渦が翼の先端から生じており、翼後縁まで続いている。このときの断面内流れはマッハ数 0.7 の後流側と同じタイプで 2 次元的な流れであると結論付けることができる。



(a) Measured pressure distribution and oil flow result (b) Estimated flow structure
Fig. 8 Measured flow at $M=1.6$, $\alpha=10^\circ$

Fig.9(a)に迎角 10° 、マッハ数 2.6 における圧力分布とオイルフローの結果を示す。オイルフローの結果を見ると、B 点付近までは前縁から剥離をしているが、B 点付近より後流側では前縁で剥離していないことがわかる。Fig.2 に示した本実験における迎角 10° の実験条件と比較すると、後流で付着領域が現れるマッハ数は Wood and Miller の分類図で

は衝撃波が伴う流れとなっており、今回の実験では2つのタイプが混在した流れとなっていたと考えられる。つまり、B点付近より上流はFig.7の後縁側、ないしはFig.8で観察される流れタイプで、B点付近後方は衝撃波を伴った流れタイプになっていると考えられる。ただし、分類図に示された流れ方向の衝撃波は感圧塗料により計測された圧力分布では明確には観測されていないため、今後議論が必要である。



(a) Measured pressure distribution and oil flow result (b) Estimated flow structure

Fig. 9 Measured flow at $M=2.6$, $\alpha=10^\circ$

5.2 剥離位置に対する迎角の効果

剥離位置に対する迎角の効果について考察を行うため、迎角 4° と 10° の剥離点位置と付着点位置を比較したものがFig.10である。迎角 4° の場合でも、 10° の時と同様に、亜音速領域ではコード方向に途中から剥離渦が発生し、また高マッハ数領域では翼後縁で付着するといったマッハ数効果が見られる。ただし、迎角を下げると翼先端から剥離する領域が狭くなっている。迎角が低くなると渦が剥離しにくくなるのが原因であると考えられる。

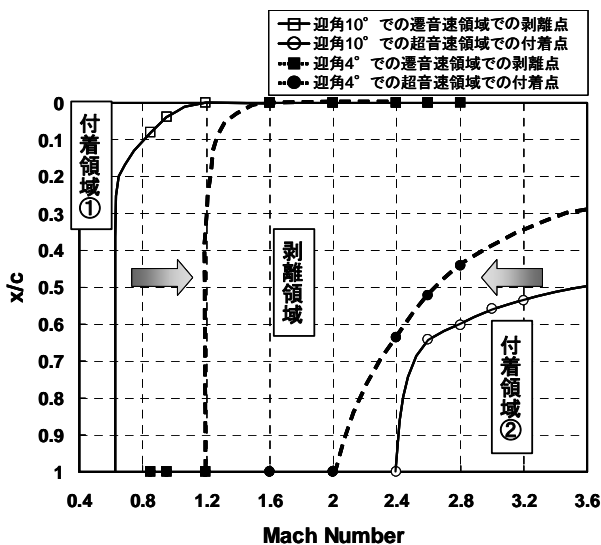


Fig. 10 Angle-of-attack effect on the separation and attachment points.

6. 結論

遷・超音速風洞を用いて、丸い前縁を持つデルタ翼流れに与える一様流マッハ数および迎角の効果に関する実験解析を行った。今回、本研究で取り扱った一様流マッハ数の範囲は0.7-3.2であり、デルタ翼上面流れに与える影響を感圧塗料とオイルフローを用いて調べた。

Wood と Miller の分類図では一様流マッハ数と迎角により一意的に流れ構造が決定されていたが、2つの異なる流れ構造が混在する遷移領域を確認した。迎角 10° の場合、 $M=0.6-1.2$ の領域では翼先端ではなくコード方向に途中の位置から剥離渦が発生し、翼上流側では全面付着流れ、翼後流側では1次渦と2次渦が発生する剥離流れとなることを確認した。そして $M=1.2\sim 2.4$ の領域では、翼先端から剥離渦が生じ、翼全面で剥離流れとなることが分かった。更に一様流マッハ数が高い $M>2.4$ では、翼先端から剥離渦が発生する一方で、翼後流側では流れの再付着に伴って衝撃波が発生するといった2つ流れ構造が混在することがわかった。なお、一様流マッハ数の増加に伴い、遷音速領域で生じた剥離渦の発生点は後流から上流へ移動し、また超音速で発生した付着流れの発生点も後流から上流へと移動することがわかった。

迎角を 10° から 4° に変えた場合も、 10° の場合と同様に、翼弦方向に2つの異なる流れ場が混在する領域が確認されたが、流れは付着しやすくなるため剥離渦の発生が抑えられることが分かった。

これまで行われてきた研究では主にコード方向に対する任意断面内の流れ構造に対して解析され、そして分類図が作られてきた。しかし、本研究を通して前縁の丸いデルタ翼に対しては、流れの3次元性も加味することが重要であることが明らかになった。

参考文献

- [1] Squire, L. C., Flow Regimes over Delta Wings at Supersonic and Hypersonic Speeds, *Aero. Quart.*, vol.27, 1976, pp.1-14.
- [2] Miller, D. S. and Wood, R. M., Leaside Flows over Delta Wings at Supersonic Speeds, *Journal of Aircraft.*, vol.21, no.9, 1984, pp.680-686.
- [3] Luckring, J. M., Compressibility and Leading-Edge Bluntness Effects for a 65° Delta Wing, *AIAA Paper* 2004-765, 2004.
- [4] 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 November, 1991.
- [5] 網谷修男他, 低速流におけるデルタ翼周りの流れ場解析, 平成17年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2005.