

低レイノルズ数における矩形翼とデルタ翼の空力特性比較

野々村拓¹, 小嶋亮次², 福本浩章², 大山 聖¹, 藤井孝蔵¹

1. 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所, 2. 東京大学大学院

Comparative Study of Aerodynamic Characteristics of Rectangular and Delta Wings under a Low Reynolds Number Condition

by

Taku Nonomura, Ryoji Kojima, Hiroaki Fukumoto, Akira Oyama and Kozo Fujii

ABSTRACT

Aerodynamic characteristics of delta and rectangular wings under the low-Reynolds-number condition are investigated by CFD and theoretical analysis. For CFD, Farve-averaged Navier-Stokes equations are solved with Baldwin-Lomax model. Present results show that aerodynamic characteristics of delta and rectangular wings are almost the same under the attached flow condition. While, the delta wing have better aerodynamic characteristics at the high angle of attack condition because the lift by leading-edge-separated vortex prevent sudden decrease in lift coefficient which is observed in analysis of rectangular wing. Also, present results show that theoretical estimation does not work well because formed drag has strong influence on the entire aerodynamic characteristics.

1. 緒言

現在, JAXA の研究者を中心に火星探査飛行機の成立性が議論されている。¹⁾火星での飛行は, 密度が地球の $1/100$ 程度しかないことから, 低レイノルズ数条件となるため, その空力設計は従来のものと大きく異なることがわかっていく。このため, 火星上での条件を模擬した低レイノルズ数での空力特性を把握することが重要になる。低レイノルズ数での翼型性能の解析は数多く行われてきており, 薄い翼形状が良いなどの特性が知られている。⁽²⁻⁴⁾ しかしながら, 翼端を含めた 3 次元形状の空力特性を議論した論文⁵⁾は少なく, その特性の議論は未だ十分でない。

翼端を含めた 3 次元形状の空力特性を明らかにするため, 小嶋らは CFD を用いて低レイノルズ数条件で様々なアスペクト比の矩形翼に対して空力特性を調べ, 低レイノルズ数では, 比較的高い迎角 ($Re=10000$ で 6 度程度) で揚抗比最大となることを明らかにした。⁶⁾ さらに実問題の制約に近い面積一定の条件下において様々なアスペクト比の矩形翼を比べ, 迎角一定で揚抗比を最適にするアスペクト比が存在することを明らかにした。⁶⁾ これは, 面積一定でアスペクト比を大きくすると, 誘導抵抗が小さくなる効果と, コード長で定義したレイノルズ数が小さくなるために粘性抵抗が大きくなる効果のトレードオフ関係が存在するためである。彼らは, 翼面積の平方根で定義されたレイノルズ数 $10,000$, 迎角 2 度の条件においてアスペクト比 2.8 程度が最適であることを示している。⁶⁾ 比較的低いアスペクト比が最適となるのは, 比較的低いレイノルズ数で全抵抗に占める粘性抵抗の割合が大きいためであると考えられる。

一方 3 次元的な翼形状を採用することによる空力特性の変化は十分には調べられていない。3 次元的な翼形状のなかでもデルタ翼は前縁剥離渦を形成することから, 一般的な矩形翼よりも高迎角での安定性に優れていると考えられる。この特性は, 前述の揚抗比最大を比較的高い迎角でとる低レイノルズ数条件では重要であると考えられる。さらに低レイノルズ数条件下では粘性抵抗の割合が大きいので, デルタ翼の渦形成による抵抗の増加は全抵抗から見て大きくないと考えられる。以上の性質からデルタ翼を採用することにより, 空力特性の向上が期待される。そこで, 本研究では数値解析を用いて面積一定の矩形翼とデルタ翼を比較し, その性能の違いを議論する。ここで面積一定としたのは, 火星探査飛行機を考える上で火星まで持つことができるペイロードは限られていることからくる航空機の総重量一定の制約を一次近似で模擬しているためである。また同時

に理論解析も行い, 理論解析によってどの程度これらの特性が表現されるかを議論する。

2. 問題設定

本論文では, 翼面積の平方根を基準としたレイノルズ数 10000 , マッハ数 0.2 での空力特性を議論する。翼面積の平方根を基準長さとしたレイノルズ数を一定とすることで, 面積一定での制約条件を模擬していることに注意されたい。アスペクト比はそれぞれ 2.8 と 5.6 とした。本解析で用いたデルタ翼は後退角 35 度の形状に一致しており, 比較的大きな後退角を持つデルタ翼となる。図 1 に矩形翼とデルタ翼の上面図を示す。面積を合わせたため, デルタ翼は, 翼根でのコード長が矩形翼の 1.414 倍となっている。

翼型については, 低レイノルズ数で性能が良い薄翼の NACA0002 を用いている。

迎角 α は $0 \sim 10$ 度まで 1 度ずつ変化させて, 矩形翼, デルタ翼それぞれについて 11 ケースの CFD 解析を行った。計算条件および翼形状パラメータを表 1 にまとめる。

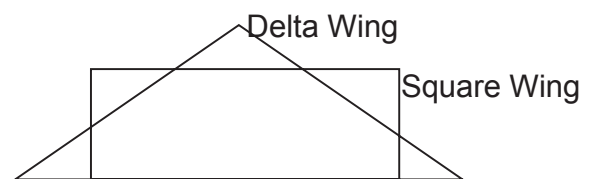


図 1 本解析で用いたデルタ翼と矩形翼の上面図

表 1 計算条件および翼形状パラメタ

翼形状	矩形翼	デルタ翼
迎角	0,1,2,3,4,5,6,7,8,9,10	
翼面積の平方根を基準としたレイノルズ数	10,000	
翼根を基準としたレイノルズ数	6,000	8485
平均翼弦を基準としたレイノルズ数	6,000	4242
一様流マッハ数	0.2	0.2
翼型	NACA0002	
アスペクト比	2.8	5.6
後退角	0°	35°
テーパー比	1	0

3. 解析手法

3. 1 数値解析手法

3次元圧縮性 Farve 平均 Navier-Stokes 方程式を支配方程式として定常解を求めた。乱流モデルには Baldwin Lomax モデル⁷⁾を用いた。対流項に MUSCL 法⁸⁾を用いて高次精度化した SHUS⁹⁾を、粘性項に 2 次精度中心差分を用いた。時間積分には ADI-SGS¹⁰⁾を使用し、局所時間刻みを用いて収束加速を行った。格子点数は矩形翼が約 120 万点、デルタ翼が約 200 万点である。図 2 に計算格子を示す。格子トポロジーは矩形翼が C-O 型、デルタ翼が H-O 型となっている。30000step 程度の解析を行って解を収束させた。剥離を起こしたケースでは、残差が十分小さくならなかった。このため収束判定には空力係数を用いている。本論では空力係数が一定値に収束したケースに対して議論を行う。

3. 2 理論解析手法

揚力線理論を用いて揚力、誘導抵抗、平板流れを仮定して粘性抵抗を求めた。形状抵抗は存在しないと仮定している。

まず揚力線理論¹⁰⁾を線形なテーパー翼に適用しテーパー比 0 の場合を解析した。解析の際には、変数変換を行った後、揚力分布(面積分布)を 4 次までのフーリエ級数で表し、揚力係数および誘導抵抗を概算している。2 次元翼型の揚力傾斜は 5.5 とした。後退角の影響は無視している。

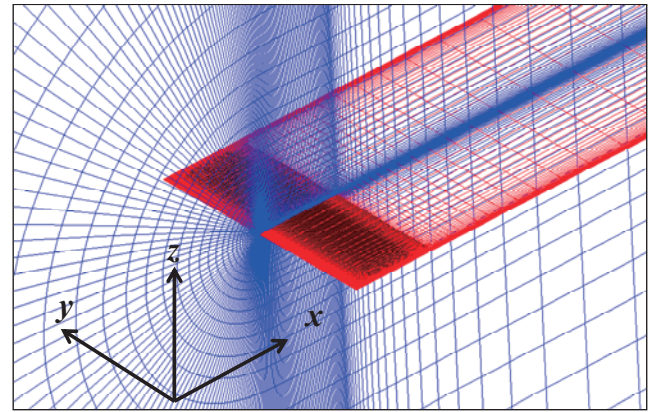
次に、粘性抵抗を求めた。層流平板流れからあるスパン位置 y でスパン方向に微小な長さをとった面における粘性抵抗は、

$$dD_f = \frac{1.328}{\sqrt{\text{Re}(y)}} c(y) q dy$$

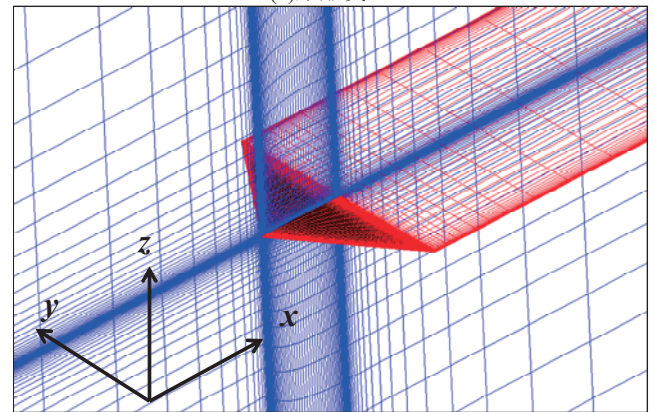
となる。ここで、 $c(y)$ はあるスパンでのコード長さ、 $\text{Re}(y)$ は $c(y)$ を基準としたレイノルズ数、 q は動圧である。これを以下のように、スパン方向に積分し無次元化を行って粘性抵抗係数とした。

$$C_{D_f} = \frac{\int_{-b}^b \frac{1.328}{\sqrt{\text{Re}(y)}} c(y) q dy}{qS}$$

ここで S は翼面積である。



(a) 矩形翼



(b) デルタ翼

図 2 計算格子

4. 解析結果

まず流れ場を議論する。図 3 に矩形翼およびデルタ翼の迎角 5、10 度での空間流線を示す。迎角 5 度では、矩形翼、デルタ翼ともに流れが付着している。一方 10 度では矩形翼は大規模剥離をおこしているが、デルタ翼では前縁剥離渦により流れが安定化している様子がわかる。矩形翼の大規模剥離は迎角 9 度以降でみられた。図 4 に同様の条件での総圧分布を示す。迎角 5 度では剥離がなく大幅な損失がないことがわかるが、迎角 10 度では矩形翼では流れの剥離による損失、デルタ翼では前縁剥離渦による損失がそれぞれみられる。

矩形翼はこの大規模剥離により迎角 9 度以上では空力係数が振動してしまった。本解析では、局所時間刻みを用いてはいるが、物理時間刻みを用いても解は振動的になると考えられ、迎角 9 度以上では巡航が難しいと考えられる。

図 5 に迎角に対する空力係数、揚抗比の推移をそれぞれ示す。揚力は矩形翼の方が若干大きくなる。また矩形翼とデルタ翼の抗力の違いは殆どないことがわかる。矩形翼では迎角 9 度以降データがないが、これは前述のように解が収束しなかったためであり、物理現象としても振動的な流れ場となることが予想される。このような挙動を定量的に把握するために今後 LES などを用いた非定常解析を行う予定である。一方でデルタ翼は 9 度付近でも定常解が得られており、その揚力係数も滑らかである。これは前縁剥離渦を作ることが高迎角での空力特性が向上したためである。

次に、抵抗を圧力抵抗と粘性抵抗に分解したものを図 6 に示す。迎角 4 度程度までは圧力抵抗はほぼ同程度となっている。迎角 6 度以降では、デルタ翼のほうが若干だが低い圧力抵抗値となっている。これはデルタ翼の方が剥離領域が少ないためであると考えられる。

粘性抵抗に関しては、デルタ翼のほうが矩形翼よりも大きくなっている。その差は迎角 4 度以降で顕著となる。これは前述の圧力抵抗値での考察と同様に、デルタ翼の方が剥離領域が少ないためであると考えられる。

次に、図 7, 8 に C_L/C_D および $C_L^{3/2}/C_D$ を示す。 C_L/C_D , $C_L^{3/2}/C_D$ ともに矩形翼の方が大きな最大値を取っており、その差はそれぞれ 1 と 0.5 程度である。一方で迎角 9 度では、矩形翼では振動解となるため解が得られていないが、デルタ翼では空力係数は収束しており空力係数が得られている。さらに迎角 9 度付近でもこれらの値はなめらかにつながっており空力特性が良好であることを示している。

最後に、図 9 に示す理論解析と数値解析の結果を比較する。理論解析と数値解析を比較すると、理論解析は抵抗をどちらも低めに予測することがわかる。次に抵抗を圧力抵抗(理論は誘導抵抗のみ)と粘性抵抗に分解したものを図 10 に示す。粘性抵抗は、理論では一定と仮定したが、数値解析では高迎角で剥離による減少がみられる。一方で、数値解析の圧力抵抗と理論解析の誘導抵抗を比較すると、迎角が高くなるにつれて、2~3 倍程度の差が生じることがわかる。これは数値解析では剥離や渦の生成による形状抵抗が含まれているのに対し、理論解析ではこれらを無視したためである。このように理論解析では、形状抵抗を考慮に入れていないことで抵抗値が予測から外れることがわかった。このため、低レイノルズ数での翼設計では、実験や数値解析を用いて空力係数を求めることが必要であると考えられる。

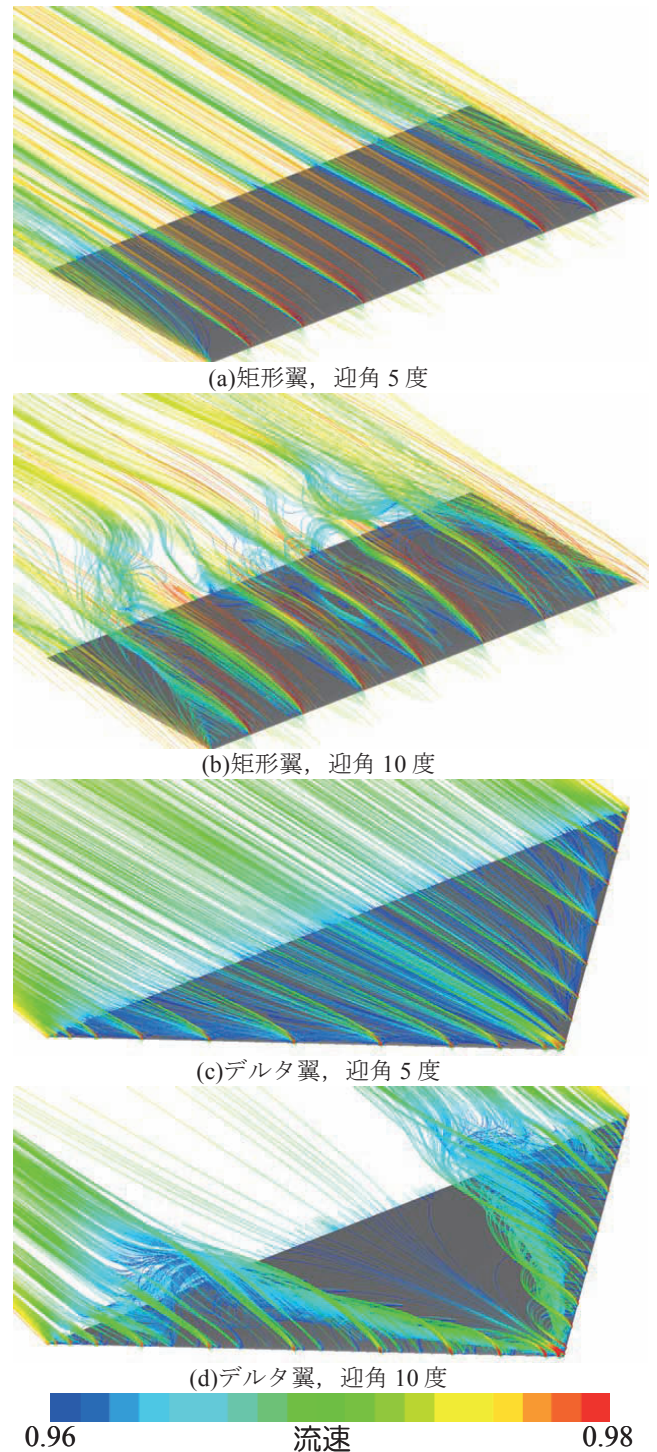


図 3 流速で色付した空間流線

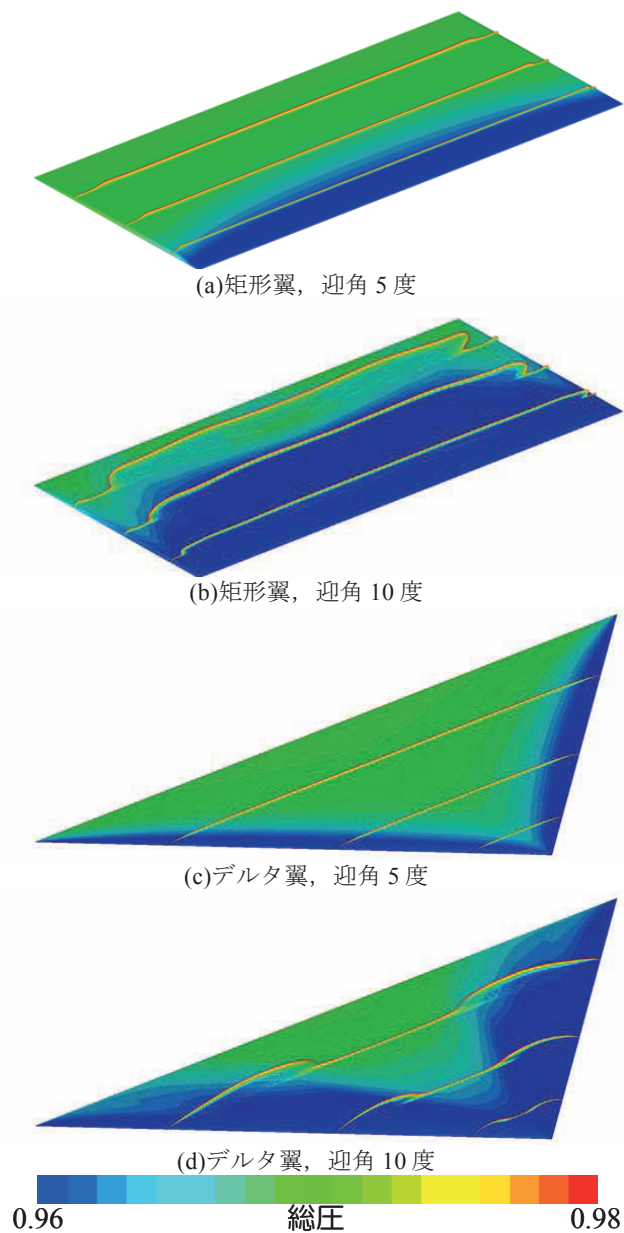


図 4 総圧分布

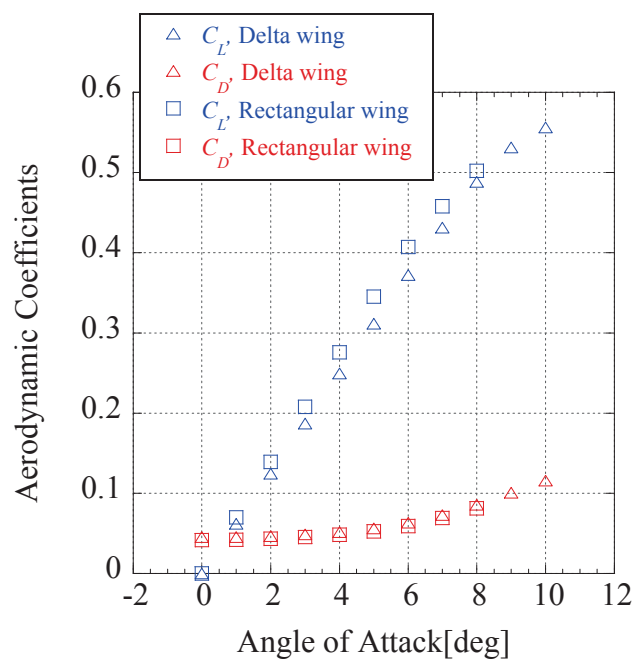
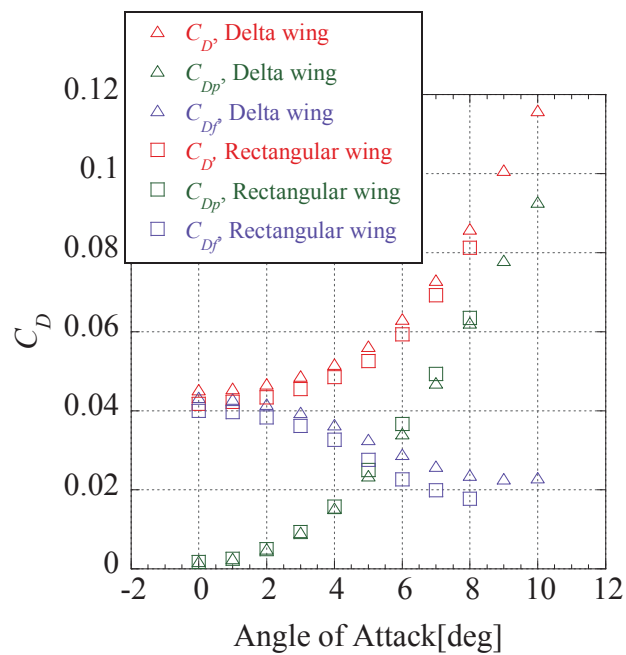


図 5 デルタ翼と矩形翼の空力係数の数値解析結果

図 6 デルタ翼と矩形翼の抵抗値の数値解析結果. C_{Dp} : 圧力抵抗, C_{Df} : 摩擦抵抗.

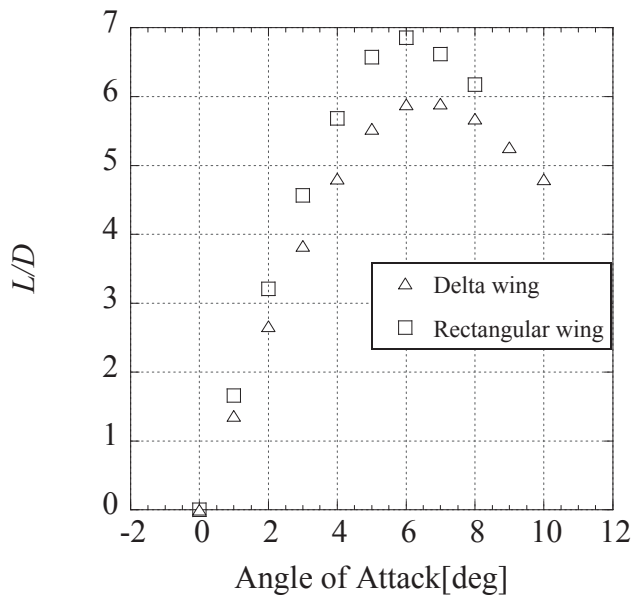
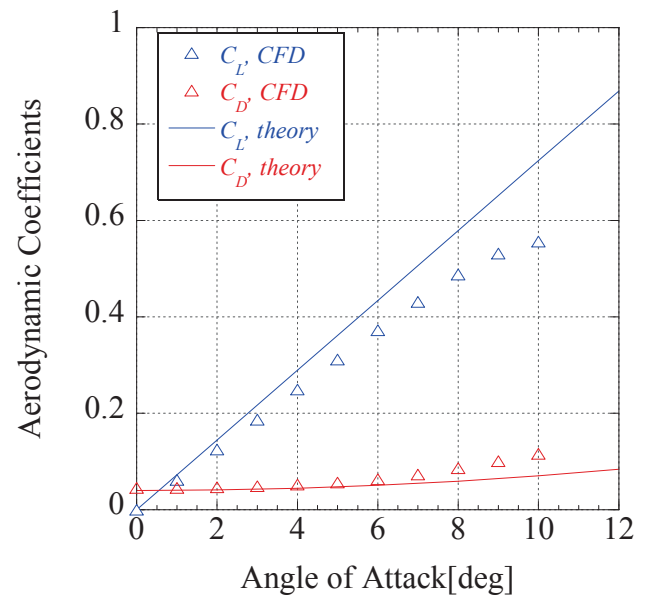
図 7 デルタ翼と矩形翼の C_L/C_D の数値解析結果.

図 9 デルタ翼の空力係数の数値解析と理論解析の比較

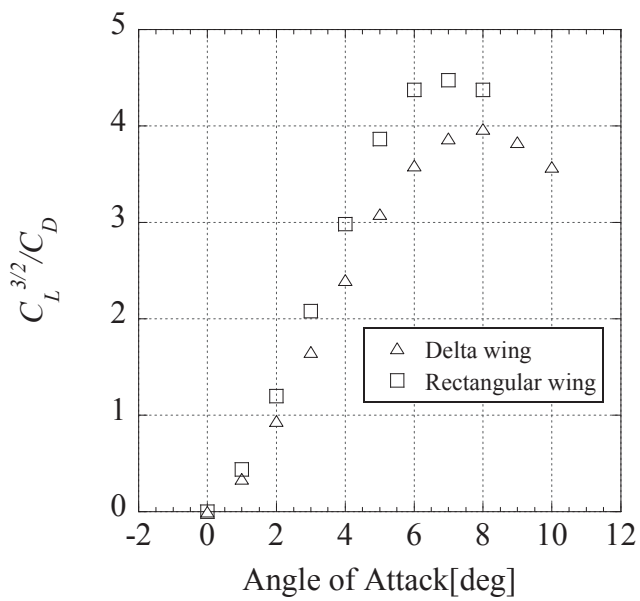
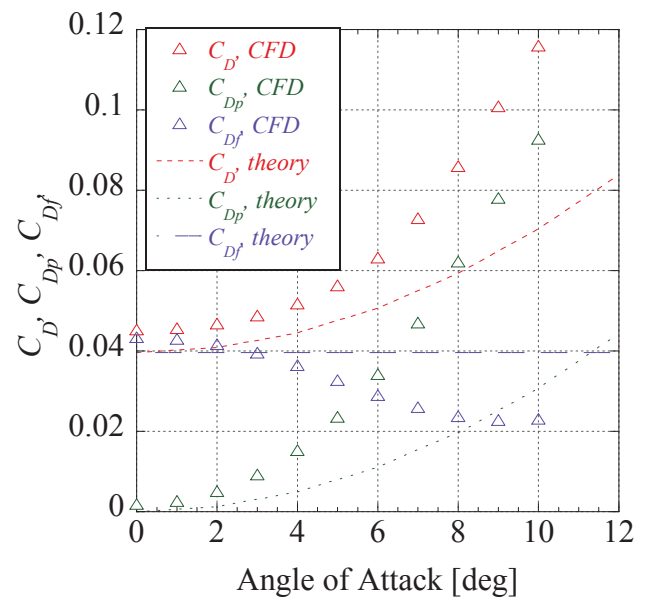
図 8 デルタ翼と矩形翼の $C_L^{3/2}/C_D$ の数値解析結果.

図 10 デルタ翼の空力係数の数値解析と理論解析の比較

5. 結論

低レイノルズ数、面積一定の条件下で矩形翼とデルタ翼の RANS 解析を行ない、以下の知見を得た。

- 低迎角のほぼ付着した流れの領域では矩形翼がデルタ翼より若干良い空力特性となることがわかった。
- 矩形翼は9度以降の解が収束せず、非定常な空力特性を持つと考えられるが、デルタ翼は前縁剥離渦を形成することで、安定した空力特性が得られると予想できた。

これらの特性はトレードオフの関係にある。

また付随して数値解析と理論解析を比較することで、以下の知見を得た。

- 低レイノルズ数領域で、揚抗比最大となる翼形状では形状抵抗などを数値解析、実験を用いて正確に求めることが重要になり、理論解析ではこれを求めることが難しいと考えられる。

本解析では、理想的な条件下でデルタ翼と矩形翼を比較した。デルタ翼を採用する際には、講演後に指摘のあったロール安定の検討も合わせて行わなければならない。

謝辞

数値解析には JAXA の JSS を用いた。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- 1) <http://flab.eng.isas.jaxa.jp/meav/>.
- 2) Akira Oyama, and Kozo Fujii, "A Study on Airfoil Design for Future Mars Airplane," AIAA Paper 2006-1484, 2006.
- 3) Lissaman, P. B. S., "Low-Reynolds-Number Airfoils," Annual Review in Fluid Mechanics, 1983.
- 4) Abdo, M. and Mateescu, D. "Low Reynolds Number Aerodynamics of Airfoils at Incidence, AIAA paper 2005-1038, 2005.
- 5) Taira, K, Colonius, T, "Three-dimensional flows around low-aspect-ratio flat-plate wings at low Reynolds numbers" Journal of Fluid Mechanics, 2009, Vol.623, 187-207.
- 6) 小嶋, 野々村, 大山, 藤井, "低レイノルズ数における三次元矩形薄翼の空力特性に関する研究", 平成21年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2009.
- 7) Baldwin, B. and Lomax, H. "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent" AIAA Paper 78-257, 1987.
- 8) van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme. IV. A New Approach to Numerical Convection" Journal of Computational Physics, 1977, Vol.23(3), 276-299.
- 9) Shima, E. & Jounouchi, T. "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No.14) -AUSM type Upwind Schemes-"
- 10) 藤井, "有限体積法の最前線—高速気流計算法の最近の動向," 日本計算工学会誌, 第3巻, 第3号, pp.158-166, 1998.
- 11) 牧野, 航空力学の基礎(第2版), 産業図書, 1980.