

低レイノルズ数流れにおける二次元翼型の空力特性解析

高木 亮治*

Aerodynamic Characteristics of 2D Airfoil
in Low Reynolds Number flows

Ryoji Takaki*

ABSTRACT

Gas flow over two-dimensional airfoils at very low Reynolds number is investigated in order to understand basic aerodynamic characteristics related to design of Micro Air Vehicle(MAV) for planetary exploration. Before the investigations, verification was conducted for the current numerical approach, which are commonly used and validated for high Reynolds number flow analysis, showing good applicability for low Reynolds number flow analysis. Several airfoils have been investigated for the condition of Mach number of 0.1 and Reynolds number of 1000. Investigation shows that Reynolds number has a substantial influence on aerodynamic characteristics of airfoils in low Reynolds number flow.

1. はじめに

近年、MEMS技術の発達にともない従来では考えられなかった小型機器の開発が可能となり、様々な分野で従来にない新しいコンセプトやシステムが生み出されている。航空宇宙分野においても、従来のサイズより大幅に小型化、高性能化した航空宇宙機の開発が可能となり、欧米を中心に研究・開発が精力的に進められている。これらの研究・開発は主に軍事的な利用を目的としているが、この様な目的以外にも環境観測^{1, 2, 3)}、災害時の情報収集や災害監視⁴⁾、事故などの危険な状況下での調査など幅広い分野での利用が期待されている。これら小型航空機まわりの流れ場は、人を乗せて飛ぶ通常の航空機に比べると、サイズ、飛行速度が小さいため相対的にレイノルズ数が小さな流れ場になる。例えば、通常の旅客機ではレイノルズ数が 10^7 から 10^8 程度であるのに対して小型航空機(例えば、模型飛行機)では 10^4 から 10^5 程度である。

一方、将来の惑星探査の手段として大気を有する惑星に対して航空機型の惑星探査機の研究が行なわれており、NASAを中心に火星や金星を対象とした惑星探査用の固定翼機^{5, 6)}、回転翼機、気球、更には羽ばたき型の探査機が検討されている。ここでは火星を対象とした航空機型の探査機の開発に必要な空力現象について注目する。まず、火星の大気であるが、その大部分(90%以上)が CO_2 で占められている。また大気密度も非常に小さく、地球の大気密度に比べて約1/100である。火星と地球の大気諸量を比較したものを表1に示す。

地球で飛行している航空機をそのまま火星に持って行った場合、仮に揚力係数(C_L)が変化しないとして、重力と揚力の釣合を考えると、機体重量は重力の減少(1/2.6に減少)により必要となる揚力は少なくとも、それ以上に大気密度の減少(1/100)が大きく、機体重量を支える揚力を発生するためには飛行速度を増やして動圧を稼ぐ必要がある。更には、大気中の音速の関係から同じ飛行速度でも飛行マッハ数が火星上では

表 1: 火星と地球の大気比較

物性値	火星	地球
気温 [K]	270	298
気圧 [kPa]	0.6	1.014×10^2
密度 [kg/m^3]	1.18×10^{-2}	1.17
音速 [m/s]	220	345
粘性係数 [$Pa \cdot s$]	1.36×10^{-5}	1.86×10^{-5}
重力加速度 [m/s^2]	3.7	9.8

大きくなるかと予想される。具体的には、地球上での飛行に比べて火星上ではおおよそレイノルズ数が1/10、マッハ数は9倍(飛行速度は6倍)の低レイノルズ数、高マッハ数飛行となる。惑星探査機の制約(機体サイズ、重量)や複数機での運用(同時多点観測や観測手法の多様化、システムの冗長化等のメリット)を考慮すると、惑星飛行機のサイズは地球上での模型飛行機と同程度もしくはそれ以下の大きさが望ましく、そうすると飛行環境はますます低レイノルズ数環境になると考えられる。例えば AeroVironment社が開発した小型無人機 Black Widow⁷⁾を考えると、コード長を代表長とすると約10cm、巡航速度は14m/s(約50km/時)であるため地球上ではレイノルズ数が 8.8×10^4 、マッハ数は0.04であるが、火星上ではレイノルズ数は 8.8×10^3 、マッハ数は0.4となり、レイノルズ数が 10^3 程度の流れを考慮する必要がある。

一般に高レイノルズ数では、剥離、遷移といった乱流/層流に関する現象以外では翼型の特性はレイノルズ数に大きく依存しない事が知られている。しかしながら 10^5 よりも低いレイノルズ数では翼型の特性は急激に変化する。例えば 10^4 程度の低レイノルズ数では厚みを持った翼型よりも、より薄い平板やキャンバー付の平板の方が優れた揚抗比を持つ事が一般に知られている。これら $10^4 \sim 10^5$ のレイノルズ数範囲に関しては人力飛行機、模型飛行機、更には近年の小型無人機の開発に関連してある程度の研究がなされている。しかしながら小型航空機を火星探査に適用する事を考える

*宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析センター

と、更に低いレイノルズ数 ($10^3 \sim 10^4$ 程度) かつ高マッハ数での空力特性に関する知見、データが必要となるが、残念ながら殆んど見当たらないのが現状である。そのため、本研究では将来の火星飛行機など惑星探査用の小型無人航空機の開発に必要な低レイノルズ数、高マッハ数環境下での空力特性に関する知見を得ることを目的とする。そのための準備として現在高レイノルズ数流れの解析や、航空機の空力設計などで成果をあげている CFD (数値流体力学) 技術の低レイノルズ数流れへの適用性に関して調べた。同時に、CFD を用いて代表的な二次元翼型の低レイノルズ数流れにおける空力特性の把握を行なったのでそれらの結果について報告する。

2. 低レイノルズ数流れへの適用

現在、高レイノルズ数流れを中心に多くの経験と実績を重ねることで CFD は流体现象の解析ツールや実際の航空宇宙機の空力設計・開発ツールとして大きな成果を挙げている。しかしながら本研究が対象とする低レイノルズ数流れ、特に低レイノルズ数かつ高マッハ数流れへの適用実績は多くはない。そこでまず、従来高レイノルズ数流れで十分な実績を持ち、検証された CFD コードを用いて低レイノルズ数流れの解析を行なった。従来用いられている標準的な解析手法として宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部で開発された UPACS⁸⁾ を NACA4402 翼型まわりの低レイノルズ数流れ (レイノルズ数 $Re = 10^3$ 、マッハ数 $M_\infty = 0.1$) に適用した。解析の特長を以下にまとめる。

計算格子： O 型格子を用い、格子点数は翼表面上に 261 点 (上下合わせて)、空間方向に 86 点の計 2 万点弱である。図 1 に NACA4402 翼まわりの計算格子を示す。最小格子幅は翼表面に沿う方向で 1.0×10^{-4} (翼前後縁)、空間方向も 1.0×10^{-4} 。境界層内での垂直方向の格子幅の伸展率は 1.1 とした。遠方境界はコード長の 100 倍の位置に置いた。

空間の離散化： 一般的な圧縮性流体の計算手法である Roe の近似 Riemann 解法と 3 次精度 MUSCL および Hemker-Koren の制限関数を用いた。

時間積分： 定常計算には陰解法と局所時間刻法を用いた。また一様流マッハ数が低いため前処理法を用いた。非定常計算には 2 次精度 Euler 陰解法を用いた。

注目する物理量： 本解析では低レイノルズ数流れにおける翼型特性に注目するため、特に揚抗比 (L/D) に注目した。

標準的な解析手法で得られた結果は本来なら良質な実験データとの比較を行なうことで十分な検証を行なうべきであるが、検証に利用できる良い実験データがほとんど存在しないためここでは予備的な検証として計算手法や格子解像度に関する検証を行なう。経験的には格子解像度に関する検証が非常に重要であり、格子解像度が十分な解析結果であれば、その結果はかなり信用できると考えている。そのためここでは格子解像度の検証として、

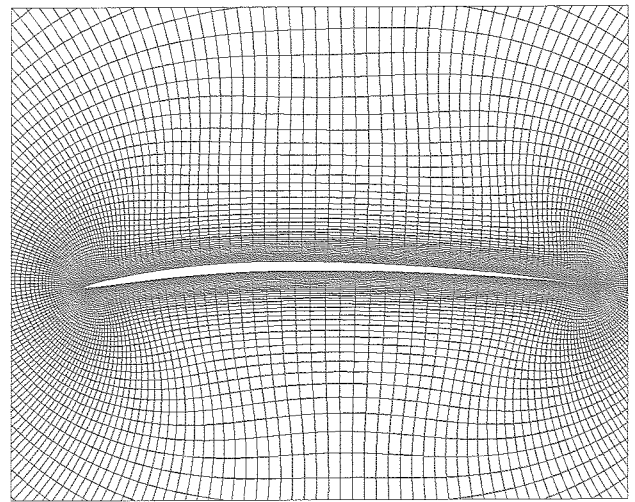


図 1: NACA4402 翼まわりの計算格子

1. 標準格子よりも細かな解像度を有する計算格子を用いた解析
2. 標準格子を用いるが高解像度スキームを用いた解析

を行ない、それぞれの結果の比較を行なった。より細かな解像度を有する計算格子として格子点数が標準格子 (以下 NG と呼ぶ) の 25 倍に相当する約 50 万点の格子 (以下 FG と呼ぶが、翼表面上に上面下面合わせて 2001 点、表面から空間方向に 241 点、遠方境界は NG と同じ) を用いた。また高解像度スキームとしては Lele のコンパクトスキーム⁹⁾ を組み込んだ荒沢らによる CFD コード¹⁰⁾ を用いて、空間 6 次精度の解析を実施した。

図 2 は NACA4402 翼の揚抗特性を示す。この図には標準的な解析手法による結果 (Roe(3rd), NG)、同じ手法でより細かな格子 (50 万点) を用いた結果 (Roe(3rd), FG) および高解像度スキーム (Compact(6th), NG) を用いた結果が示されている。どの手法の結果も非常に良く一致していることから揚抗特性など翼に働く力を求めるには標準的な解析手法で十分であることがわかる。但し、本結論は大幅な剥離がなく定常な流れ場に限られる。

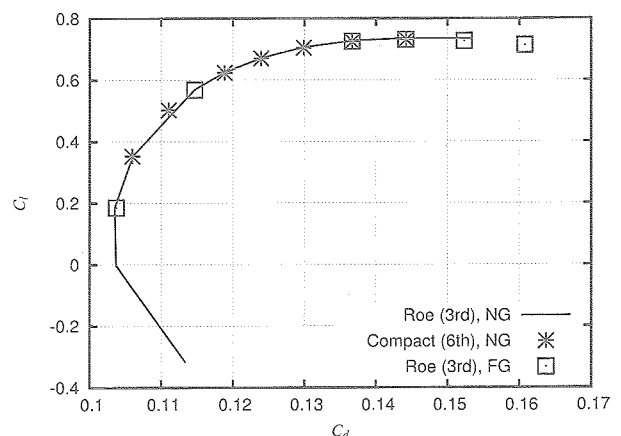


図 2: 計算手法の検証 (NACA4402 翼の揚抗特性, $Re = 10^3$, $M = 0.1$)

3. 二次元翼型特性

低レイノルズ数流れにおける二次元翼型特性の解析を行なった。低レイノルズ数流れにおいては性能的には薄翼が良いと言われているため代表的な NACA4402 翼を対象として、空力特性およびそれらのレイノルズ依存性を調べた。また NACA4402 翼を基準として、翼厚、キャンバーなどを変化させた翼型 (NACA4405, 4202, 4602, 0002, 8402) および 2%厚さの平板の特性を調べることで低レイノルズ数流れにおける翼型の影響を調べた。

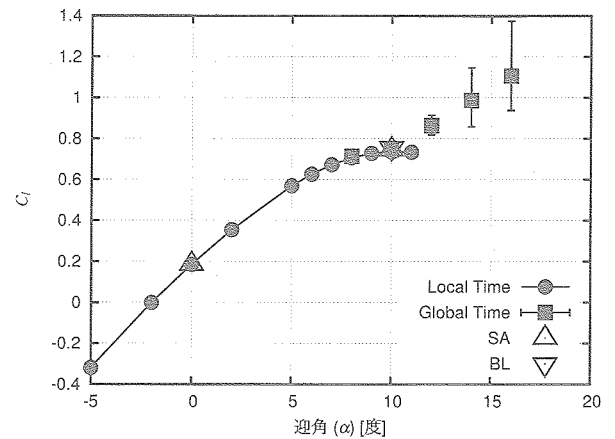
3.1 NACA4402 の特性

流れ場の条件はレイノルズ数 $Re = 10^3$ 、マッハ数 $M_\infty = 0.1$ とした。図 3 に揚力特性 (C_l) および揚抗比特性 (L/D) を示す。低レイノルズ数流れにおいては、流れ場が層流のため比較的流れが剥がれ易く、低い迎角で剥離が発生し、流れ場は非定常になる。図中で「Local Time」は局所時刻法を用いて定常解に落ち着いた結果を、「Global Time」が物理時間を用いて時間 2 次精度の非定常解析を行なった結果を示す。非定常な流れ場の場合は、時間 2 次精度の解析を行ない翼に働く力 (C_l , C_d , L/D) の時間平均値および時間変動幅がプロットされている。本ケースでは迎角が 12 度未満の場合に定常解が得られたが、迎角が 12 度以上では非定常状態となり、翼上面から定期的に渦が放出されることで周期的な変動が観測できた。非定常状態になった後も時間平均揚力は迎角とともに増加するが、抵抗も増加するため揚抗比は迎角が 8 度で最大 (5.448) となった。図中にある「SA」および「BL」は乱流モデル (それぞれ Spalart-Allmaras モデル、Baldwin-Lomax モデル) を用いて全域乱流を仮定した解析結果を示す。レイノルズ数が低い場合、例えば通常の乱流モデルを用いた解析を行なっても渦粘性が十分発達せず、分子粘性が流れ場を支配する結果が得られ、解析手法としての整合性が取れていることが確認できた。

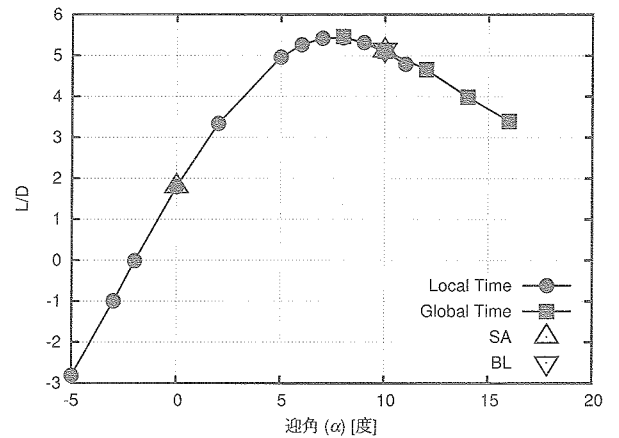
図 4 に失速特性として翼表面上での剥離点と再付着点の迎角変化を示す。これによると迎角が 5 度で翼後縁付近から剥離が発生し迎角の増加にともない、剥離位置が前縁に移動し、剥離領域が拡大する後縁失速型*であることがわかる。

次にレイノルズ数依存性を示す。図 5 は各レイノルズ数における揚抗特性を示している。ここで、 $Re = 10^5$ および 10^6 の解析では乱流モデル (Spalart-Allmaras モデル) を用いて全域乱流の仮定で解析を行なっている。レイノルズ数の低下にともない、 C_d が単調に増加している。 $Re = 10^5, 10^6$ では乱流モデルを用いた解析のため安定に定常解が得られたが、レイノルズ数を下げた $Re = 10^4$ では迎角が比較的低い段階で流れが剥離し非定常状態になった。更にレイノルズ数を下げた $Re = 10^2, 10^3$ では逆に流れ場としては安定になり比較的広い迎角範囲で定常解を得ることができた。翼型に依存する可能性も否定できないが、中途段階の $Re = 10^4$

*後縁で剥離が発生し、迎角の増加にともない剥離領域が前方に拡がって行く現象が共通しているという理由で便宜的に後縁失速型と呼んだ。図 3(a) より実際は迎角の増加にともない、一時的に揚力は減少するが、その後揚力は再び (非定常的ではあるが) 増加する点は一般の失速という現象とは異なる。一時的に揚力が減少する領域を見て失速と呼んでも良いと思う。また、図 3(b) より揚抗比 (L/D) で見ると迎角の増加にともない最大値が存在するため感覚的には L/D_{max} で「失速」と考えても良いかもしれない。



(a) 揚力特性



(b) 揚抗比特性

図 3: NACA4402 翼の空力特性 ($Re = 10^3$, $M_\infty = 0.1$)

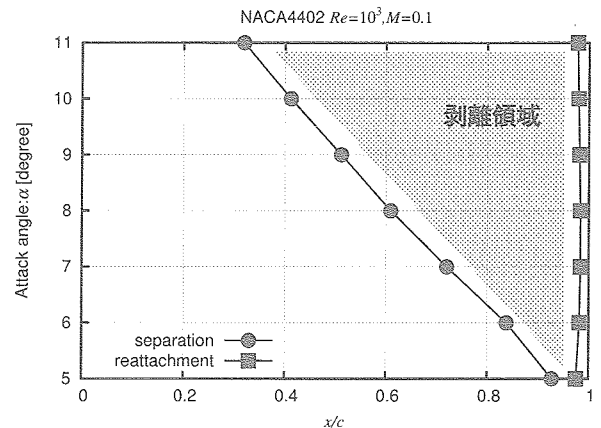


図 4: 剥離および再付着位置の迎角変化 ($Re = 10^3$, $M_\infty = 0.1$)

辺は流れ場も剥離しやすくなり非定常性が強いと考えられる。

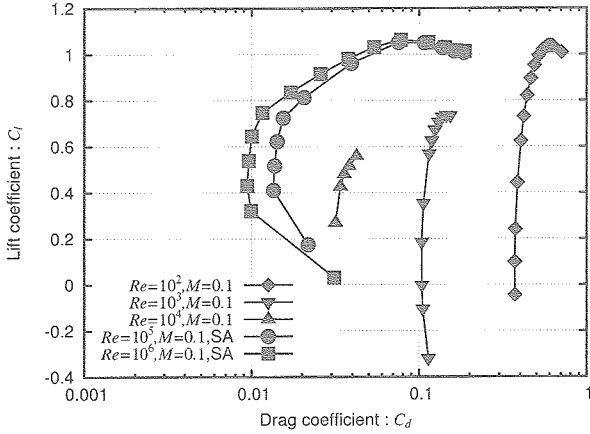


図 5: 揚抗特性のレイノルズ数依存性 ($M_\infty = 0.1$)

図 6 は各レイノルズ数における最大揚抗比 (L/D_{max}) を示している。 $Re = 10^4$ と 10^5 の間で最大揚抗比が急激に変化し、低レイノルズ数流れにおいては非常に悪化していることがわかる。レイノルズ数によって最大揚抗比自体が劇的に変化するだけでなく、最大揚抗比となる迎角もレイノルズ数によって大きく変化し、レイノルズ数の増加に伴い、揚抗比が最大となる迎角が減少している。これは図 7 で示す様に剥離特性がレイノルズ数の変化によって大きく変ること起因する。図 7 より $Re \leq 10^4$ では前述したように迎角の増加にともない後縁から剥離領域が拡大するが、 $Re \geq 10^5$ では迎角の増加にともない前縁剥離泡が発生、成長し、最終的にはバースト、翼上面全体での剥離と変化していることがわかる。この様にレイノルズ数の変化にともない剥離特性が変化していることがわかる。

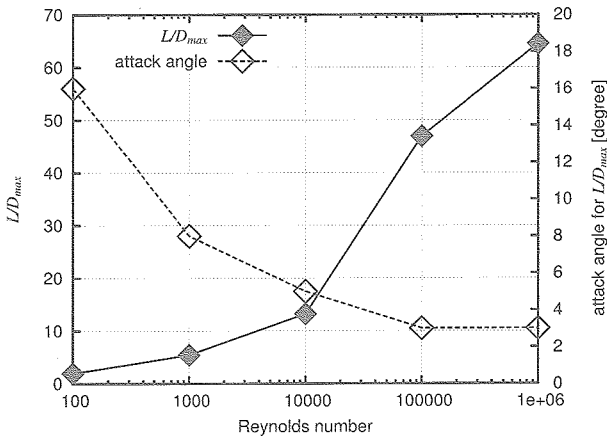


図 6: 最大揚抗比のレイノルズ数依存性 ($M_\infty = 0.1$)

迎角 2 度での空間マッハ数分布および翼表面圧力分布を図 8 および図 9 に示す。空間マッハ数分布よりレイノルズ数の低下にともない、境界層が厚くなることわかる。 $Re = 10^2 \sim 10^4$ ではレイノルズ数の変化にともなって、境界層の厚さも大きく変化するが高レイ

ノルズ数 ($Re = 10^5, 10^6$) では乱流境界層のため大きくは変化しない。一方、翼表面での圧力分布に関しては、境界層が薄い高レイノルズ数流れでは前縁に局所的な負圧領域が見られる。これは NACA4402 翼が薄翼で前縁半径が非常に小さいためである。この局所的な負圧ピークはレイノルズ数の増加にともない消滅する。これは境界層が厚く発達することで、相対的に前縁半径が大きい場合の流れ場と等しくなり前縁での圧力分布が穏やかな傾向を示すようになるためである。またマッハ数分布で見られた境界層厚さの傾向と同様に、高レイノルズ数流れ (乱流解析) では圧力分布はレイノルズ数の影響をあまり受けませんが、低レイノルズ数流れでは相対的にレイノルズ数の影響が強いことがわかる。

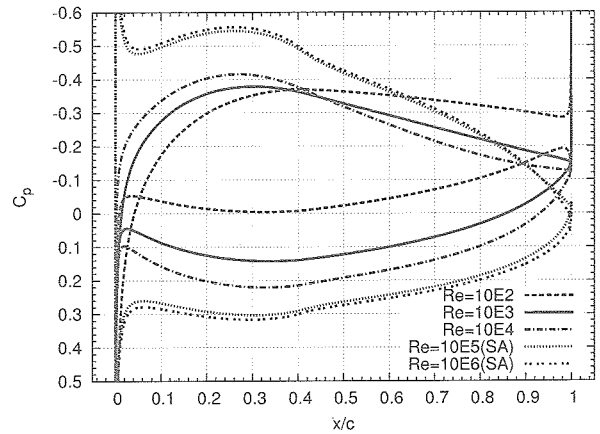


図 9: 翼表面圧力 (C_p) 分布のレイノルズ数依存性 ($M_\infty = 0.1$, 迎角 = 2 度)

3.2 翼型特性

NACA4402 翼を基準として、翼厚、キャンバーなどを变化させた翼型の特性を調べることで低レイノルズ数流れにおける翼型の影響を調べた。図 10 に各翼型の揚抗比特性の比較を示す。また表 2 はそれぞれの翼型に関して、 $C_l = 0.4$ の時の C_d の値、 L/D_{max} とその時の C_l をまとめたものである。ここで、「plate」は $t/c = 2\%$ 厚の平板、「4402I」は NACA4402 の翼を前後逆さまにした翼形状 (前縁が尖り、後縁が丸い) を示す。

表 2: 翼型の特性 ($Re = 10^3, M_\infty = 0.1$)

Airfoil	$C_d @ C_l = 0.4$	$L/D_{max}(C_l)$
0002	0.1077	4.529 (0.5420)
4202	0.1080	5.214 (0.6576)
4402I	0.1108	5.601 (0.7215)
4402	0.1079	5.439 (0.7073)
4405	0.1156	4.620 (0.6217)
4602	0.1083	5.639 (0.7308)
8402	0.1172	5.207 (0.7556)
plate	0.1135	4.266 (0.5165)

今回調べた翼型の範囲での全体的な傾向としては $C_l = 0.4$ における C_d の値は最大値 (0.1172, NACA8402) と最小値 (0.1077, NACA0002) との差は

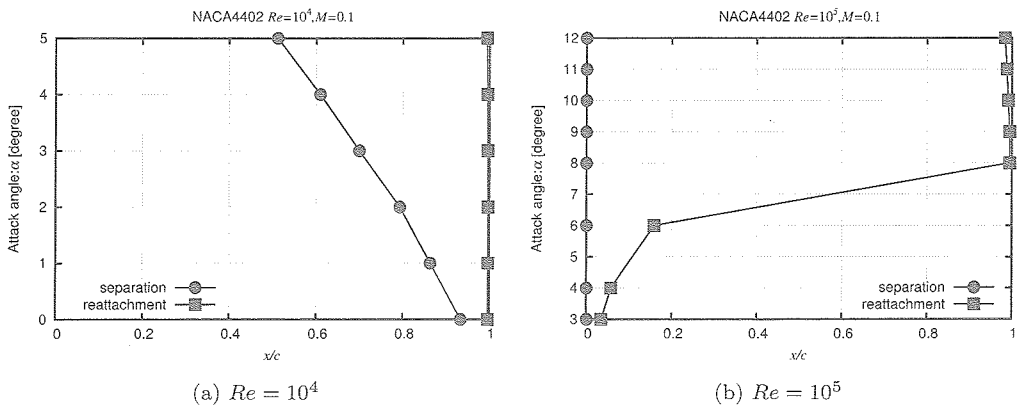


図 7: 剥離特性のレイノルズ数による変化 (NACA4402 翼, $M_\infty = 0.1$)

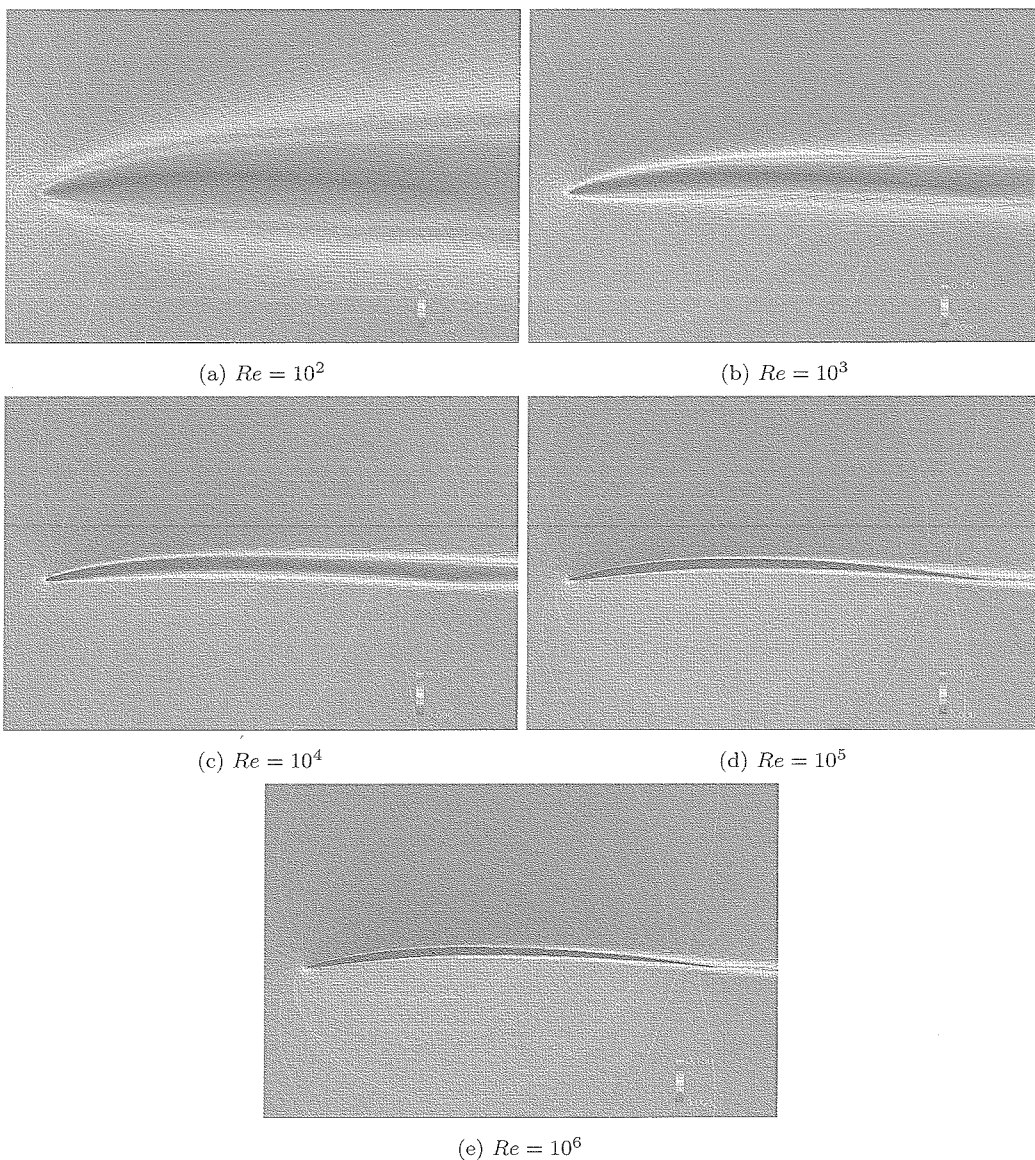


図 8: NACA4402 翼周りのマッハ数分布 ($M_\infty = 0.1$, 迎角=2 度)

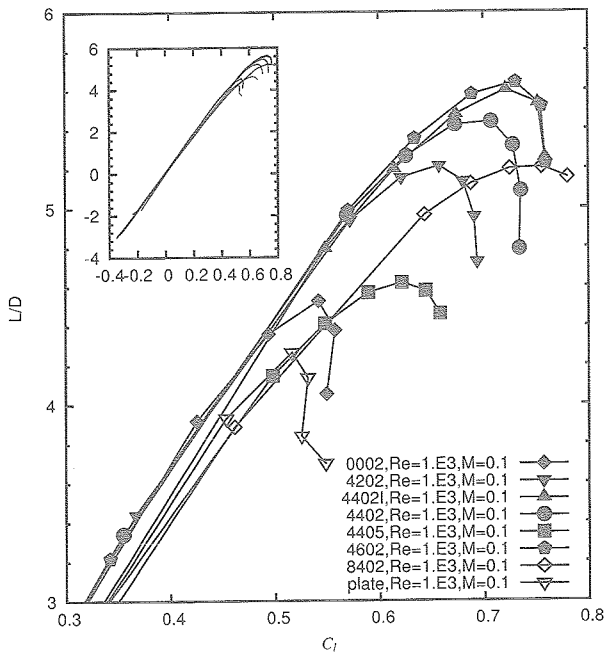


図 10: 揚抗比特性の翼型依存性 ($Re = 10^3$, $M_\infty = 0.1$)

NACA4402の C_d の8.8%相当であり、翼型による差は比較的小さいことがわかる。また L/D_{max} に関しては最大値(5.639, NACA4602)と最小値(4.266, plate)の差はNACA4402の値に対して26.3%相当で、比較的不同が見られる。

キャンバー高さの影響(NACA0002, NACA4402, NACA8402)に関しては、NACA0002とNACA4402が同程度で、NACA8402は若干 C_d が大きくなっており、キャンバーの付け過ぎは不利であり、若干のキャンバーもしくはキャンバーなしが性能的に良いことがわかる。一方 L/D_{max} を考慮すると適当なキャンバーを付けた方が有利となっている。最大翼厚位置の影響(NACA4202, NACA4402, NACA4602)に関しては C_d の差は殆んど見られないが、 L/D_{max} は最大翼厚位置が後方にあるほど有利となっている。翼厚の影響(NACA4402, NACA4405)では C_d および L/D_{max} とも薄翼が良いことがわかる。

4. おわりに

高レイノルズ数流れに適用されている数値解析手法を低レイノルズ数流れに適用し簡単な検証を行なうことで、その有効性を確認した。また低レイノルズ数流れにおける代表的な二次翼型の基礎的な空力特性が判明した。今後は三次元翼の特性把握、羽ばたき翼など非定常現象の解明を行ない、最終的には低レイノルズ数環境下でより効率の良い翼および推進方法の提案を行いたいと考えている。

謝辞

本研究は科学研究費補助金(基盤研究(C)(2) No. 16560695)による支援を受けて行なわれた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) 船木寛. Ant-planeによる南極での探査飛行について -桜島、鳥海山での磁場探査-. 第2回 小型無人航空機の現状と科学観測への応用に関する研究会. 国立極地研究所, 2005.
- 2) 猪上淳. エアロゾンデによる海面水温の連続観測 - 北極海への応用-. 第2回 小型無人航空機の現状と科学観測への応用に関する研究会. 国立極地研究所, 2005.
- 3) 村瀬弘人. 自律型無人航空機(uav)による南極海での海棲哺乳類調査計画. 第2回 小型無人航空機の現状と科学観測への応用に関する研究会. 国立極地研究所, 2005.
- 4) 篠原宏志. 火山噴煙観測における飛行観測の必要性. 第2回 小型無人航空機の現状と科学観測への応用に関する研究会. 国立極地研究所, 2005.
- 5) G.A. Landies, C. LaMarre, and A. Colozza. Atmospheric Flight on Venus. NASA TM 2002-0819, 2002.
- 6) M.D. Gynn, M.A. Croom, S.C. Smith, R.W. Parks, and P.A. Gelhausen. Evolution of a Mars Airplane Concept for the ARES Mars Scout Mission. AIAA 2003-6578, 2003.
- 7) J.M. Grasmeyer and M.T. Keennon. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. AIAA Paper 2001-0127, 2001.
- 8) UPACS : <http://www.ista.jaxa.jp/res/c02/upacs/>.
- 9) S.K. Lele. Compact finite difference scheme with spactral-like resolution. *Journal of Computational Physics*, Vol. 103, pp. 16-42, 1992.
- 10) T. Arasawa, K. Fujii, and K. Miyaji. Application of High-Order Compact Difference Scheme to Vortical Flow Computation over a Delta and Double-Delta Wings. AIAA Paper 2003-3537, 2003.