

三次元基本翼の広域レイノルズ数域での空力非線形性

米本浩一¹⁾, 越智廣志²⁾, 高藤圭一郎²⁾, 和田一輝¹⁾, 佐藤喬也¹⁾

1) 九州工業大学, 2) 西日本工業大学

Non-linear Aerodynamic Characteristics of Three Dimensional Wings at Large Range of Reynolds Numbers

by

Koichi Yonemoto¹⁾, Hiroshi Ochi²⁾, Keiichiro Takato²⁾, Kazuki Wada¹⁾, and Takaya Sato¹⁾

2) Kyusyu Institute of Technology, 2) Nishinippon Institute of Technology

Abstract

Aerodynamic characteristics of three dimensional wings for a wide range of Reynolds number from 10^4 to 10^6 have been studied using variable-pressure wind tunnels. Rectangular wing and the delta wing with NACA0012 and flat plate cross sections were tested. The wind tunnel tests show that the aerodynamic characteristics for all the wings are almost linear at high Reynolds numbers up to the angle-of-attack of stall. The aerodynamic non-linearity appears significantly as the Reynolds number decreases especially for the thick wing that have NACA0012 cross section. But the wings that have flat plate wing sections do not have such an aerodynamic non-linearity even at low Reynolds numbers.

1. 緒言

著者らは火星を想定した飛行探査システムの研究を行っている[1]. 地球の 1/100 程度の気体密度であること等の火星の環境条件から飛行探査を行うには高い迎角での低速飛行が要求される. そのため, 飛行レイノルズ (Re)数は 10^4 から 10^5 と小さくなる. その空力設計にはこれらの領域における空力特性や翼周りの流れについての詳しい知見が必要である.

一方で, このような低 Re 数領域における厚翼の空力特性は強い非線形性を示すことがわかってきている[2-4]. この現象は翼後縁付近での層流剥離や翼後縁から放出される剥離渦に起因していると考えられる[5].

本研究は, 飛行 Re 数における翼の最適な平面形, 翼型の設計についての知見を得ることを目的としている. 本稿では, 三次元基本翼の空力特性の Re 数依存性を解明するために行っている現在までの風洞試験の結果を報告する.

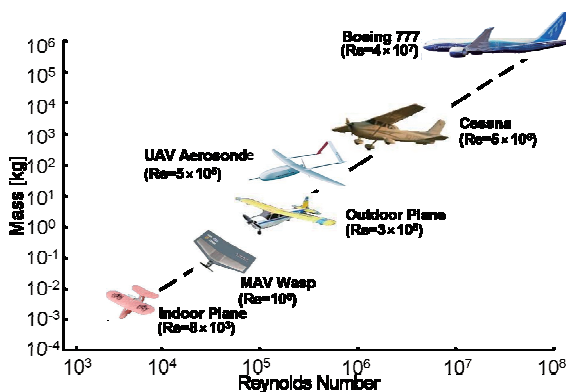


Fig.1 Aircraft scale and flight Reynolds number

2. 風洞試験装置

西日本工業大学の小型変圧風洞と宇宙航空研究開発機構の高 Re 数遷音速風洞を用いて風洞試験を行った(Fig. 2).



(a) Small variable-pressure wind tunnel

(b) High Reynolds number transonic wind tunnel

Fig. 2 Wind tunnels

小型変圧風洞の測定部寸法は, 0.5m(H)×0.5m(W)×1.0m(L)であり, 風洞内の総圧を最大で 10kPa まで減圧することができることから, 低 Re 数環境(10^4 から 10^5 の範囲)における試験を行った. また, 高 Re 数遷音速風洞の測定部寸法は, 0.8m(H)×0.45m(W)×2.45m(L)であり, マッハ数や測定部内を高い気圧に制御することができることから高 Re 数環境(10^5 から 10^6 の範囲)領域の試験を行った. 模型に生じる荷重の測定には 3 分力計(日章電機社)を用いた. その際, 計測精度を向上させるために荷重に応じて定格の違う分力計の使い分けを行った. 減圧状態($Re < 10^5$)では 5N 分力計(5N-5N-0.5Nm), 大気圧状態($Re > 10^5$)では 100N 分力計(100N-100N-10Nm), そして加圧状態($Re > 10^6$)ではさらに容量の大きい分力計(1,000N-2,000N-150Nm)を用いた.

3. 模型

試験には矩形翼 4 種(Fig. 3), デルタ翼 5 種(Fig. 4)の 9 種類の翼を用いた. Airfoil(1)~(9)の諸元を Table 1 に示す. 模型支持方法は片持ちで, アタッチメントを介して分力計と接続し, 小型変圧風洞の試験ではすべての模型を, 高 Re 数遷音速風洞の試験では Airfoil(3), (4), (5), (6), (9)を試験した. また, Airfoil(1), (3)については同じ形状をしているが, 高 Re 数遷音速風洞での試験用に Airfoil(3)の方がより大きな荷重に耐えられるように設計されている.

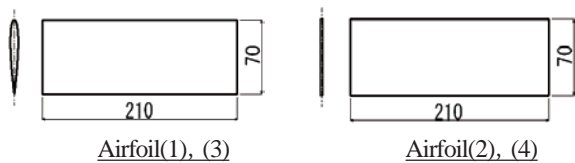


Fig. 3 Wing models of rectangular plan form (unit: mm)

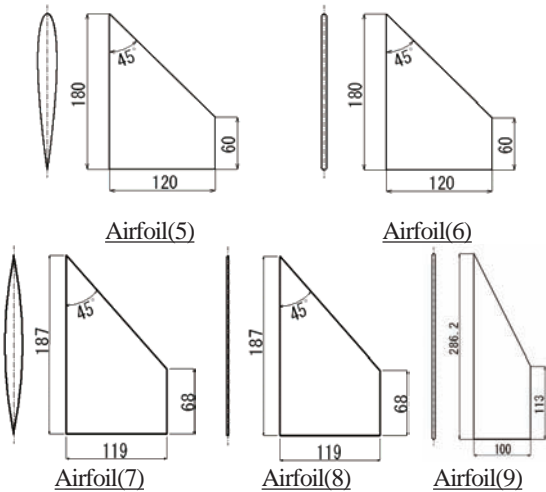


Fig. 4 Wing models of delta plan form (unit: mm)

Table 1 Wing models

Name	Cross section	Aspect Ratio (AR)
Airfoil(1)	NACA0012 (A2017)	6
Airfoil(2)	Flat plate (t=2mm)	
Airfoil(3)	NACA0012 (S45C)	
Airfoil(4)	Flat plate (t=6mm)	
Airfoil(5)	NACA0012	2
Airfoil(6)	Flat plate (t=6mm)	
Airfoil(7)	Circular (11%thickness)	1.87
Airfoil(8)	Flat plate (t=2mm)	
Airfoil(9)	Flat plate (t=6mm)	1

4. 風洞試験結果

計測された荷重から動圧、翼面積、翼弦長を用いて無次元空力係数 C_L , C_D , C_{Mca} (平均空力翼弦 25%位置周りのモーメント)を算出した。Airfoil(1)~(9)の揚力特性を Fig.5, 揚抗特性を Fig.6, ピッチングモーメント特性を Fig.7, 中立点特性を Fig.8,最大揚抗比のレイノルズの影響を Fig.9,有害抗力のレイノルズ数の影響を Fig.10,誘導抗力のレイノルズ数の影響を Fig.11 にそれぞれ示す。

4.1 揚力特性

Fig.5に揚力特性を示す。厚翼の揚力特性は、矩形翼の $Re \leq 5.77 \times 10^4$ の領域とデルタ翼の $Re < 8.46 \times 10^4$ の領域では非線形的な特徴を、デルタ翼の全ての Re 数における $-10^\circ \leq \alpha \leq 18^\circ$ の範囲と矩形翼の $Re > 5.77 \times 10^4$ の領域では Re 数依存性は小さく線形的な特徴を示し、最大揚力係数は Re 数の減少に伴い小さくなる。 $1.86 \times 10^4 < Re < 2.16 \times 10^5$ の領域では α が $\pm 3^\circ$ のときに不連続となることが分かった。また、両揚力面共に、 $\alpha > 20^\circ$ の高迎角範囲では Re 数依存性は小さくどの Re 数域でも同様の傾向、値を示す。

次に平板翼型の揚力特性は、矩形翼については測定した全ての Re 数において、揚力係数が最大となる迎角までは Re 数依存性は小さく線形的な特徴を示しており、 $\alpha = 0^\circ$ 付近では値は Re 数に依存せずいずれの Re 数においても同様の値及び傾向を示す。デルタ翼も測定した全ての Re 数にわたり線形的な特徴を示し、 $Re > 1.87 \times 10^4$ では Re 数依存性も小さいが、しかし、最大揚力係数は Re 数に依存して増加傾向を示す。また、Airfoil(9)については揚力係数の値も傾向も Re 数に依存せず、アスペクト比が 1.87 と 2 の平板と比べて揚力傾斜は小さく、最大揚力係数となる迎角が増加していることが分かった。

デルタ翼は高迎角になると、低 Re 数領域では Re 数依存性が小さいが、高 Re 数領域になると Re 数依存性が大きくなる。

試験を行った翼の中では、翼型に関しては厚翼よりも平板翼、また平面形に違いについては矩形翼よりもデルタ翼のほうが揚力特性は優れており、最大揚力係数はデルタ翼の方が大きいという結果が得られた。

4.2 揚抗特性

揚抗特性は、Fig.6よりデルタ平板翼の $AR=1$ の翼以外の翼において、全て Re 数に依存し、 Re 数の減少に伴い揚抗比も低下する傾向を示した。また、最大揚抗比も Re 数の減少に伴って全ての翼において小さくなった。デルタ平板翼の $AR=1$ は $Re \geq 2.01 \times 10^6$ の領域では Re 数依存性が小さく、 $Re < 2.01 \times 10^6$ の領域では Re 数に依存する傾向を示してくる。

また、Fig.9より矩形 NACA 翼は他の翼に比べ、 Re 数依存性が大きく、 Re 数の低下に伴い最大揚抗比は急激に減少する傾向を見せた。結果として、低 Re 数領域において、翼型に関しては厚翼よりも平板翼、また平面形に違いについては特にデルタ翼よりも矩形翼、デルタ平板翼のアスペクト比の違いについてはアスペクト比が 1 の平板が揚抗比は優れており、高 Re 数領域については逆に平板翼よりも厚翼、また平面形に違いについてはデルタ翼よりも矩形翼のほうが揚抗比は優れているという結果が得られた。

4.3 ピッチングモーメント特性

ピッチングモーメント特性は、Fig.7より NACA0012 翼を有する矩形とデルタ翼とも $Re > 2.12 \times 10^5$ の高 Re 数領域では Re 数には大きく依存しないが、 $Re \leq 2.12 \times 10^5$ の低 Re 数領域になると Re 数やその時の迎角にも大きく依存することが分かった。ピッチングモーメント特性より静安定の傾向は、迎角と Re 数により変動することが分かった。

平板翼を有する矩形翼では Re 数や迎角の依存性は少なくなるが、デルタ翼では Re 数依存性は更に小さく、また迎角についても一様の傾向を示した。ピッチングモーメント特性より静安定の傾向は、両揚力面共に安定な傾向を示すことが分かった。

また、静安定の傾向からピッチングモーメント特性は厚翼よりも平板翼の方が、矩形よりもデルタ翼の方が Re 数の依存性は小さく、傾向は良いという結果が得られた。

4.4 中立点特性

矩形 NACA 翼は、 $\alpha > 10^\circ$ の高迎角範囲では Re 数、迎角に依存して大きく変動している。しかし、 $-10^\circ < \alpha < 10^\circ$ の低迎角範囲では中立点の Re 数、迎角の依存性は小さくなり、中立点の値も 0 付近となる結果が得られた。特に、 $Re > 6.57 \times 10^5$ の領域では中立点の値はばらつきがまったく見られず、ほぼ 0 となっている。このことから Re 数が 10^5 と 10^6 の領域では中立点特性に大きな違いがあることが分かる。

次に矩形翼平板の中立点特性は、 $-10^\circ < \alpha < 10^\circ$ の範囲では中立点の Re 数依存性は小さいが、迎角に依存して規則的な傾向を示す。しかし、 $\alpha > 10^\circ$ の高迎角範囲では Re 数、迎角に

依存して値の変動が大きくなることが分かった。

デルタ翼厚翼の中立点特性は、矩形翼厚翼と同様に $\alpha > 10^\circ$ の範囲では中立点は Re 数、迎角に依存して中立点の値が大きく変動し、 $-10 < \alpha < 10$ の範囲では変動は小さいという結果となった。しかし、矩形翼よりも中立点の値の変動は小さくなっている。特に、 $Re > 1.22 \times 10^6$ の領域ではばらつきは見られず、中立点の値はほぼ 0 となる。

デルタ翼平板の中立点特性は、 Re 数、迎角依存性は小さく、全ての Re 数、迎角において 0 付近の値を示している。また、アスペクト比の違いは見られない。

このことから、揚力面については矩形翼よりデルタ翼が、翼型については厚翼より平板翼の方が中立点特性は優れているという結果が得られた。

4.5 抗力特性

抗力特性を Fig.10, Fig.11 にそれぞれ示す。

まず、パラサイト抗力については、Airfoil(2),(8)以外の翼は Re 数の依存が大きく、 Re 数が減少するに伴い特性は悪化することが分かった。しかし、Airfoil(2),(8)は Re 数依存性が小さく、逆に特性は良くなる結果が得られた。なお、デルタ平板翼のアスペクト比の違いについては低 Re 数領域ではアスペクト比が2の平板が一番特性が優れていた。また、揚力面の違いについては矩形翼よりもデルタ翼の方が総じてパラサイト抗力は小さく、翼型の違いについては、高 Re 数領域では平板よりも厚翼のほうが特性は優れているが低 Re 数領域では平板の方が厚翼より特性が優れているという結果となった。

次に、誘導抗力については、全ての翼で Re 数の低下に伴い特性は悪化し、高 Re 数領域では誘導抗力の値はほぼ一定の値となった。特に、低 Re 数領域では矩形翼の厚翼の誘導抗力は急激に増加するという結果が得られた。矩形翼は低 Re 数領域では平板の方が、高 Re 数領域では厚翼の方が特性は優れており、デルタ翼も矩形翼と同様に、低 Re 数領域では平板の方が、高 Re 数領域では厚翼の方が特性は優れ、平板のアスペクト比の違いについては、1.87 の平板が一番特性は優れていた。また、揚力面の違いについては、デルタより矩形翼の方が誘導抗力は小さく、特性は優れているという結果となった。

5. 結論

小型変圧風洞、高 Re 数遷音速風洞を用い、3次元基本翼について $10^4 < Re < 10^7$ の広い範囲で風洞試験を行った。供試体は矩形翼4種、デルタ翼5種で、平面形や翼型の違いによる空力特性の Re 数依存性について調査を行った。その結果、以下の知見が得られた。

- (1) 厚翼の矩形翼、デルタ翼共に $Re < 4 \times 10^4$ の領域において大きく非線形な空力特性となる。
- (2) 平板翼型を有する矩形翼では空力的な非線形性は小さくなるが、デルタ翼では矩形翼より線形的な特性を示し、その低迎角においては Re 数依存性が小さい。
- (3) 平板翼型を有する矩形翼では $Re > 3 \times 10^6$ になると最大揚力係数が小さくなる。
- (4) 平板翼型を有する翼の空力特性は Re 数に大きく依存せず線形的であり、特に低 Re 数領域では厚翼よりも最大揚力係数、揚抗比は優れている。
- (5) 低 Re 数領域では抗力特性は平板翼のほうが厚翼より優れており、パラサイト抗力はデルタ翼が、誘導抗力は矩形翼が特性は優れている。
- (6) 矩形翼よりデルタ翼が、さらに翼型については厚翼より平板翼の方が中立点特性は優れており、さらに、デルタ平板翼は中立点特性の Re 数依存性が小さい。
- (7) ピッチングモーメント特性についても厚翼より平板翼の

方が、矩形よりデルタ翼の方が静安定の傾向は良い傾向を示す。

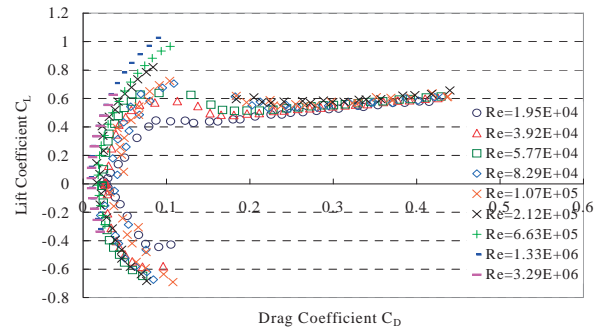
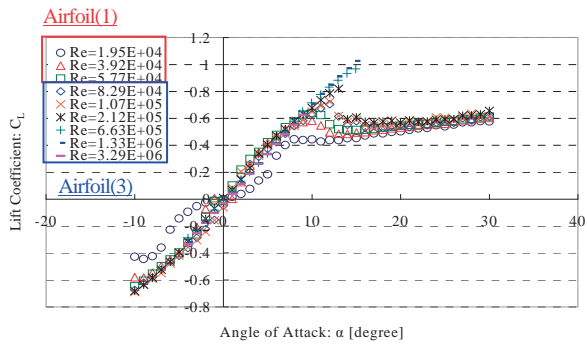
本研究の結果から、翼型・揚力面の違いに注目すると、低 Re 数領域においては、翼型は厚翼より平板が、揚力面は矩形よりデルタの方が空力特性は優れており、従って、火星で飛行探査を行う $Re = 10^4$ から 10^5 の領域では、アスペクト比の小さなデルタ翼でキャンパーの少ない薄翼を用いて高迎角で飛行することが適しているといえる。

6. 謝辞

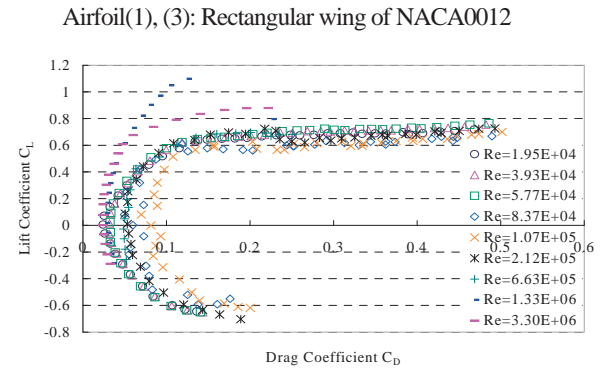
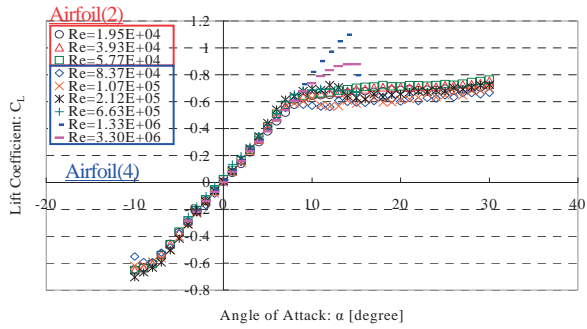
JAXA の高 Re 数遷音速風洞での実験実施にあたり懇切丁寧な指導を頂いたご担当の永井氏、佐藤氏を始め当該諸氏に風洞試験実施に関して感謝の意を表します。

7. 参考文献

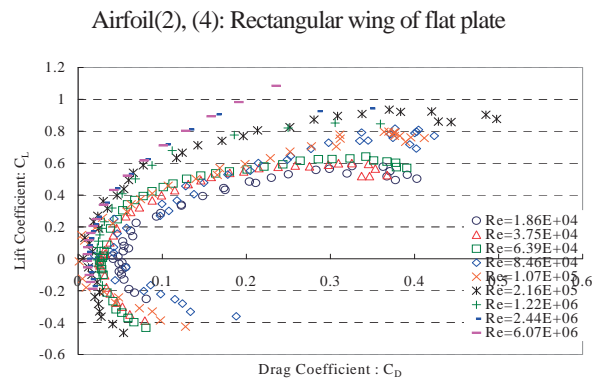
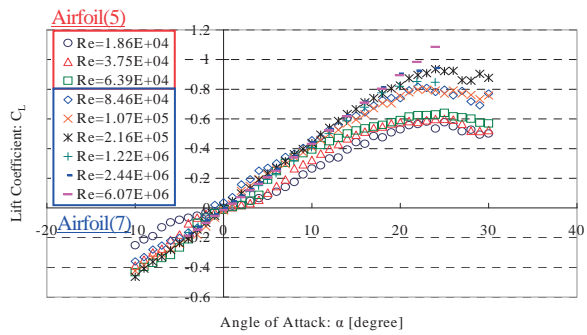
- [1] Yonemoto, K.: Research Issues on Mars Exploring Micro Plane Using Energy Transmission, 25th ISTS (International Symposium on Space Technology and Science), ISTS 2006-k-14, Kanagawa, Japan, June 4-11, 2006.
- [2] Yonemoto, K., Sato, T., Ochi, H., and Takato, K.: Aerodynamic Characteristics of Wings at Low Reynolds Number Using Variable-Pressure Wind Tunnel, Proceedings of the 2007 JSASS- KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Kitakyushu, Japan, October 10-12, 2007, pp. 172-175.
- [3] 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎: 低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.55, No.644, pp.439-445, 2007.
- [4] 佐藤喬也, 米本浩一, 越智廣志, 高藤圭一郎: 変圧風洞を用いた三次元翼空力特性のレイノルズ数依存性, 日本機械学会九州支部第 61 期総会講演会, 講演論文集 No. 088-1, pp. 89-90, 2008.
- [5] 米本浩一, 高藤圭一郎, 越智廣志, 藤江哲: 低レイノルズ数流れにおける NACA0012 翼のクッタの条件違反, 平成 19 年度科研費空力班シンポジウム論文集, p.70-73, 2008.



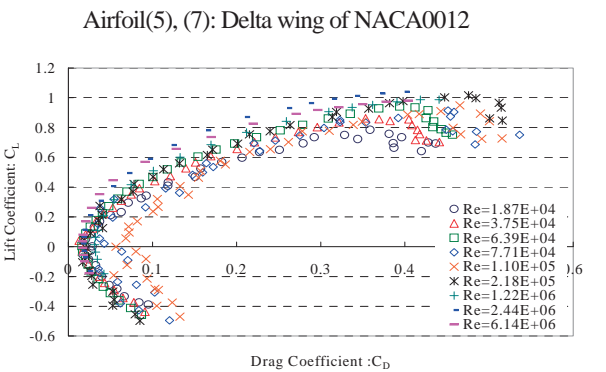
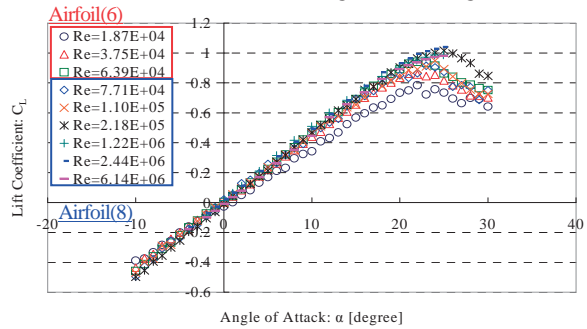
Airfoil(1), (3): Rectangular wing of NACA0012



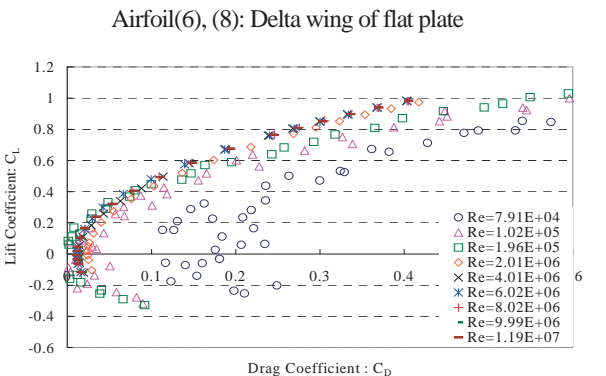
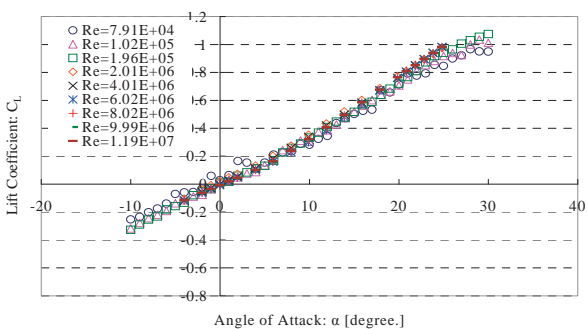
Airfoil(2), (4): Rectangular wing of flat plate



Airfoil(5), (7): Delta wing of thick wing



Airfoil(6), (8): Delta wing of flat plate

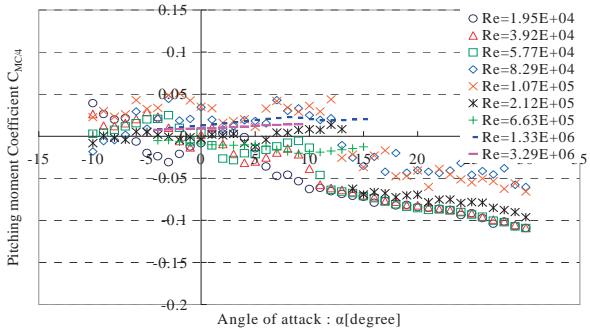


Airfoil(9): Delta wing of flat plate

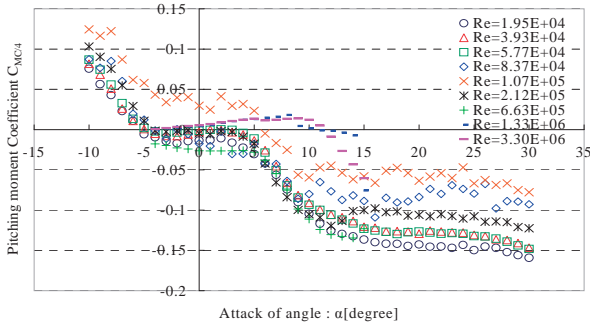
Fig. 5 Lift characteristics

Airfoil(9): Delta wing of flat plate

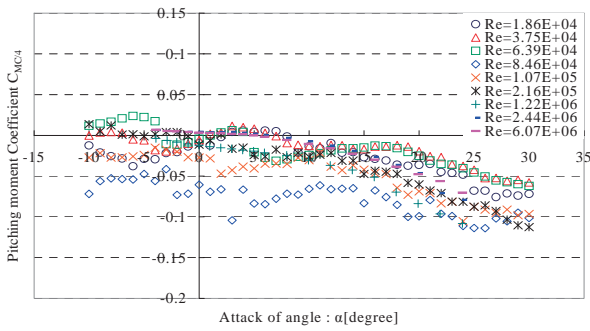
Fig. 6 Drag Characteristics



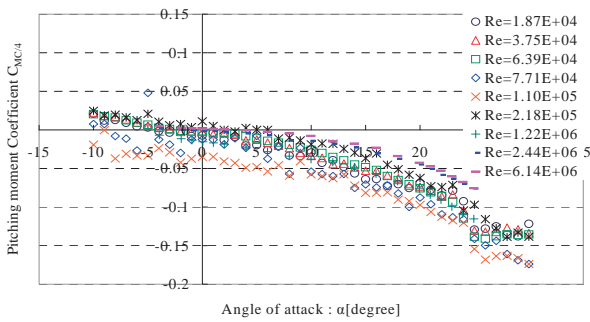
Airfoil(1), (3):Rectangular wing of NACA0012



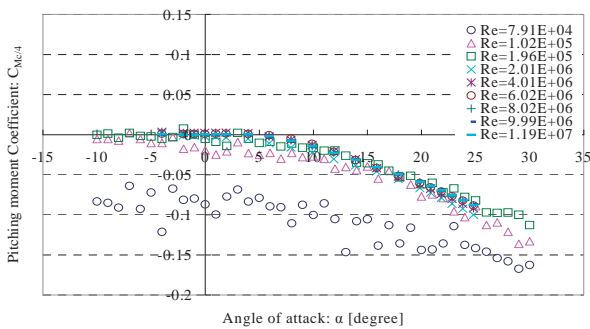
Airfoil(2), (4):Rectangular wing of flat plate



Airfoil(5), (7):Delta wing of NACA0012

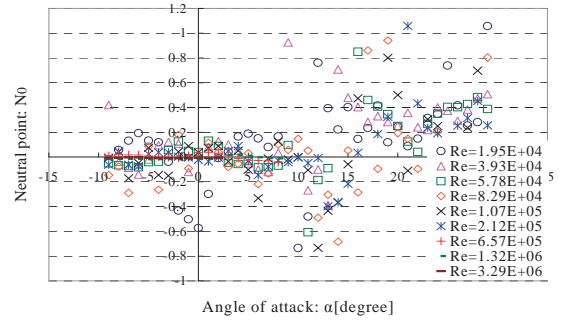


Airfoil(6), (8):Delta wing of flat plate

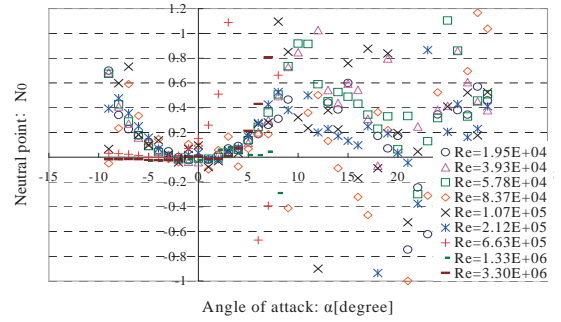


Airfoil(9):Delta wing of flat plate

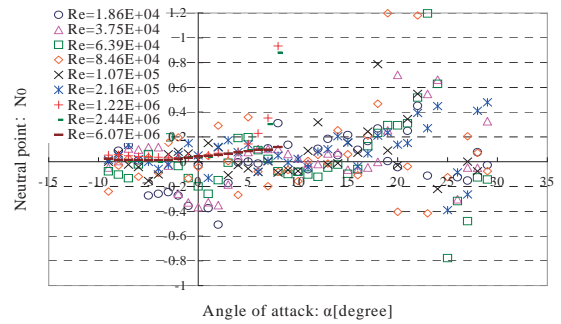
Fig. 7 Pitching moment characteristics



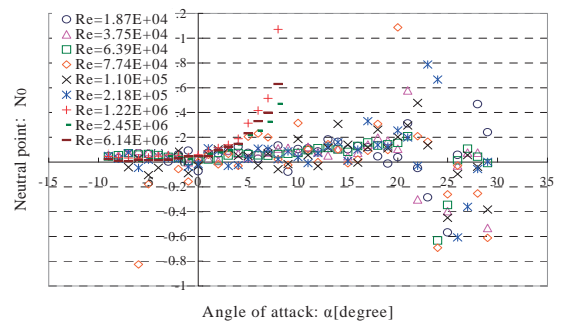
Airfoil(1), (3):Rectangular wing of NACA0012



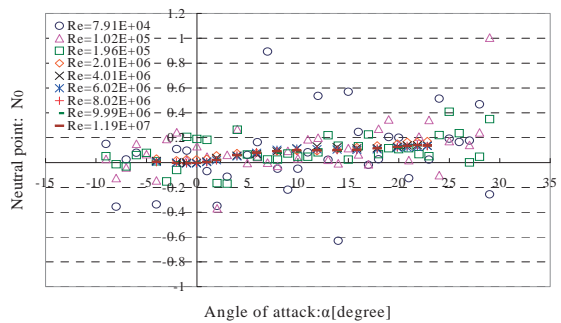
Airfoil(2), (4):Rectangular wing of flat plate



Airfoil(5), (7):Delta wing of NACA0012



Airfoil(6), (8):Delta wing of flat plate



Airfoil(9):Delta wing of flat plate

Fig. 8 Neutral point characteristics

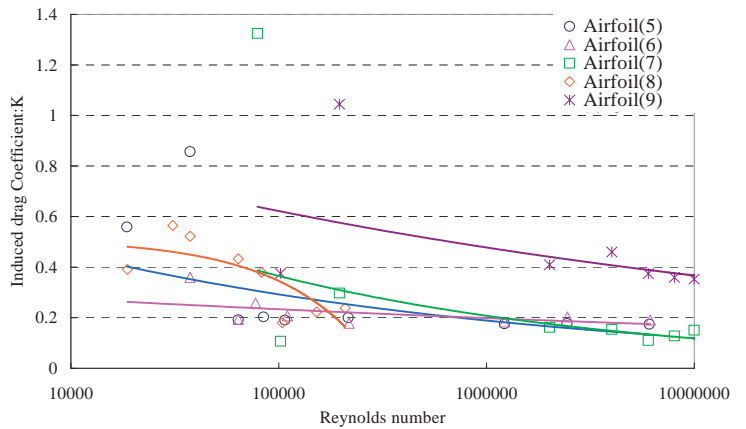
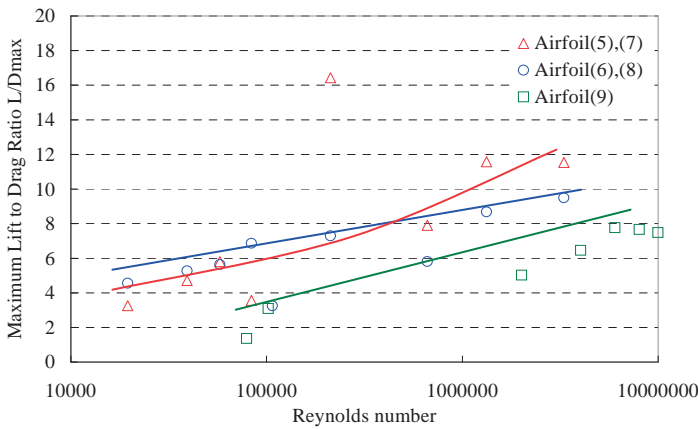
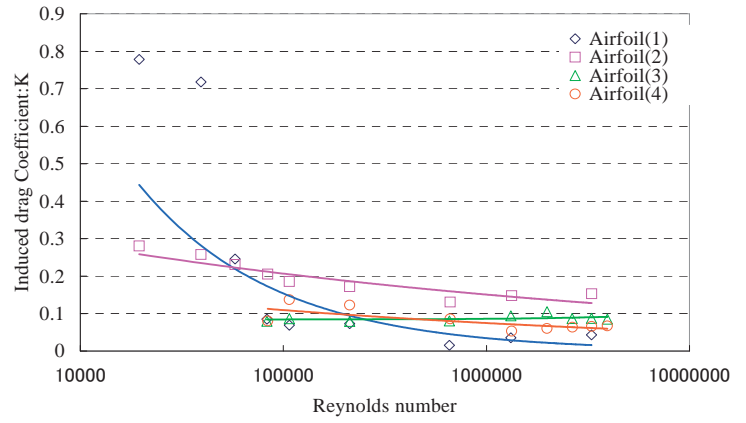
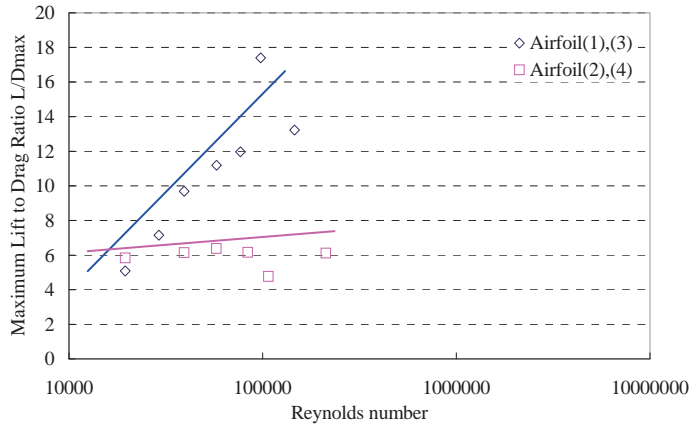


Fig.9 Lift to Drag characteristics

Fig.11 Induced Drag characteristics

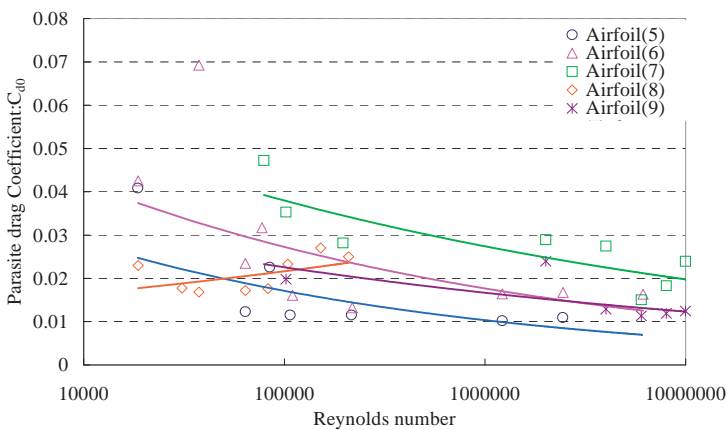
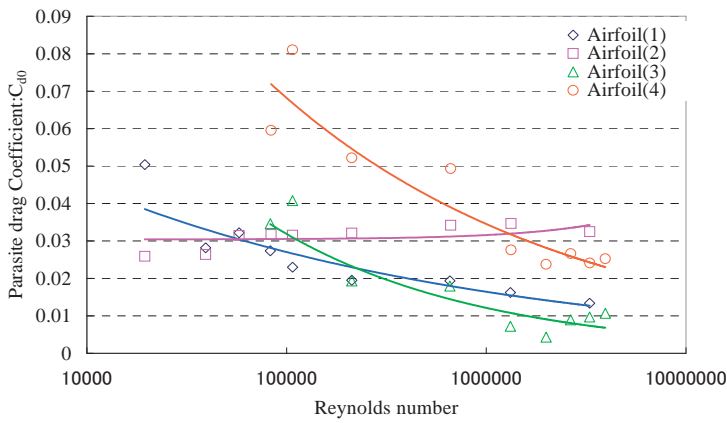


Fig.10 Parasite Drag characteristics