

低レイノルズ数での空力特性に及ぼす翼型形状の効果

紀平光彦, 古賀光泰, 舟木治郎, 平田勝哉

同志社大学, 理工学部

The Effects of Airfoil Shapes on Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Numbers

by

Mitsuhiko Kihira, Mitsuhiro Koga, Jiro Funaki and Katsuya Hirata

ABSTRACT

Aerodynamic characteristics of airfoils have been researched in higher Reynolds-number ranges more than 10^6 , in a historic context closely related with airplanes' developments in the last century. So, in the present study, we investigate such basic airfoils as a NACA0015, a flat plate and the flat plates with modified fore- or after-faces in a Reynolds-number range of 10^2 - 10^5 , using two- and three-dimensional computations together with wind-tunnel and water-tank experiments.

1. はじめに

翼の空力特性の研究は、航空機の発達と関係が深い。実際、現在までの報告の多くは、航空機の高速度や大型化に伴い高いレイノルズ数領域、すなわち、レイノルズ数 Re (代表長さは翼弦長 c) は 10^6 以上のものが多く見られる (Jacobs & Sherman⁽¹⁾, Abbott & Doenhoff⁽²⁾, Riegels⁽³⁾, Eppler⁽⁴⁾)。例えば、Abbott & Doenhoff⁽²⁾は、この高 Re でのNACA翼の空力特性を多数示している。

一方、低レイノルズ数領域($Re < 10^6$)における翼の空力特性の把握は、人力飛行機や昆虫／鳥の飛行システムの解明、小型風力／水力発電機や、マイクロマシンの開発などにおいて重要である。低 Re での翼の空力特性については、Sunada et al.⁽⁵⁾が、 $Re = 4 \times 10^3$ におけるNACA4字系列の翼や平板翼、その他、様々な翼について実験を行っている。他にもいくつかの研究が、現在まで報告されている⁽⁶⁾⁽¹¹⁾。

しかし、低いレイノルズ数領域での翼型の空力特性は、層流－乱流遷移などの為にレイノルズ数効果が大きいことや、実験における技術的困難さの為に、十分に理解できていない。そこで、本研究では、 $1.0 \times 10^2 \leq Re \leq 1.0 \times 10^5$ における一様流中に置かれた基本的翼型 (NACA0015 と平板翼) について、二次元／三次元数値解析と風洞／水槽実験により、代表的翼特性である C_{Dmin} の Re 依存性を確認する。さらに、 $Re = 4.0 \times 10^3$ と 1.0×10^2 で、さまざまな翼特性 (C_L , C_D , C_L/C_D) と迎角 α との関係を調べる。 $Re = 1.0 \times 10^2$ では、前縁と後縁の形状が、それらの関係に及ぼす影響も調べる。

2. 計算と実験の方法

2.1 翼型

Fig. 1 に本研究で調べた翼型を示す。実験は、NACA0015 についてのみ実施している。Flat plates (1)-(6) は、単純な平板翼(flat plate)の前縁または後縁を図のように変形したものである。

2.2 計算方法

本研究で対象とするレイノルズ数領域では、実用上多くの場合が非圧縮性流体と見なすことができる。よって、我々は非圧縮性ナビエ・ストークス方程式を考え、数値解析する。解析手法は、有限差分法である。(差分スキームはMAC法、空間微分は三次精度上流差分で離散化、時間発展はオイラー陽解法を用いる。) 計算格子は、一般座標系をもつ境界適合格子を採用する。(型はO型で、スタガード格子である。)

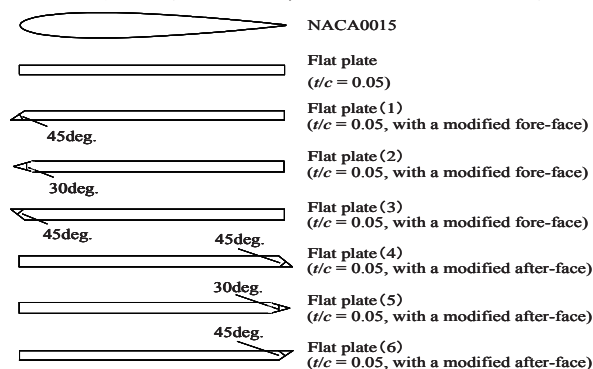


Fig. 1 Airfoils.

物体の境界条件は粘着条件であり、外周の境界条件は $u=1$, $v=0$, $w=0$ のディレクレ条件を与える。格子点数は x 方向に200点, y 方向に90点, z 方向に30点とする。また, y 方向の最小格子幅 Δy_{\min} は $1.0 \times 10^{-3}c$, 解析領域 H は $14.0c$ とする。ここに, c は翼弦長である。時間刻みを $\Delta t=1.0 \times 10^{-4}$ とし, C_L と C_D がほぼ一定値に収束した後, 十分に時間が経つまで計算を行う。

2.3 風洞実験

実験には, 断面が 1.0×1.0 [m], 長さ 2.0 [m]の開放型測定部を有する低速回流型風洞を用いる。主流流速は 0.5 – 30 [m/s]の範囲で, 乱れ強さは 0.5% 以下である。広範囲の Re を測定するため, 5種類の翼弦長 c のNACA0015を用いる。すなわち, $c=30, 100, 150, 250, 400$ [mm]である。流体力は, ロードセルによる計測の他, 熱線流速計により後流の運動量損失を積分することでも求める。

2.4 水槽実験

移動水槽の容積は, 660 [mm] \times 1950 [mm] \times 700 [mm]である。モータの動力を, 歯車とベルトにより, 水槽下部に取り付けたボールねじに伝達する。ボールねじを回すことで, 平行に並んだ長さ 4 [m]の2本のレールの上で, 水槽を滑らかに移動させる。木製のNACA0015を, 水で満たした水槽内に没水して固定し, 一定速度で水槽が動く際の流体力を測定する。流体力の測定には, ひずみゲージを用いる。

3. 結果と考察

3.1 $C_{D\min}$ の Re 依存性

Fig. 2に, NACA0015と平板翼の最小抗力係数 $C_{D\min}$ の Re 依存性を示す。図中のシンボルの意味は, Table 1にまとめる。なお, 本論を通して, 図中のシンボルの意味は, 全て統一している。

解析と実験の結果は, 過去の研究者の結果による解析と実験も含め, $Re=10^2$ – 10^7 の範囲内において, ($Re=1 \times 10^4$ – 5×10^5 の範囲を除き) Hoernerの式⁽¹²⁾におおむね一致し, 層流薄翼理論式⁽¹³⁾より若干大きめである。

Re 効果を考えるときに, Re が大きくなるほど $C_{D\min}$ の値は急激に小さくなる。よって, Fig. 2では, 高 Re ほど評価が困難になりがちである。そこで, Fig. 3に, 層流薄翼理論式⁽¹³⁾を基準値として, $C_{D\min}$ を再評価した図を示す。

$Re \leq 1 \times 10^4$ を, 詳しく見る。NACA0015も平板翼も, それぞれ二次元解析は, 三次元解析とも実験ともよく一致する。よって, この Re 範囲では, 二次元解析は有効と思われる。更

Table 1 Symbols in figures.

Symbol	Caption	Re
○	NACA0015 (2D comp.)	$1.0 \times 10^2, 4.0 \times 10^3$
□	NACA0015 (3D comp.)	$1.0 \times 10^2, 4.0 \times 10^3$
△	NACA0015 (water-tank exp.)	$4.0 \times 10^3, 8.0 \times 10^3$
S	NACA0015 (wind-tunnel exp. by LC)	$2.0 \times 10^4 \leq Re \leq 2.0 \times 10^6$
◇	NACA0015 (wind-tunnel exp. by VP)	$1.0 \times 10^2 \leq Re \leq 1.0 \times 10^5$
+	Flat plate (2D comp.)	$1.0 \times 10^2, 4.0 \times 10^3$
X	Flat plate (3D comp.)	$1.0 \times 10^2, 4.0 \times 10^3$
3	Abbott & Doenhoff 1958 (NACA0012, exp.)	$Re \leq 1.0 \times 10^6$
P	Eppler 1990 (NACA0012, exp.)	$Re \geq 10^6$
●	Sunada et al. 1997 (NACA0012, exp.)	4.0×10^3
■	Motohashi 2001 (Flat plate, $t/c=0.033$, exp.)	$4.8 \times 10^3 \leq Re \leq 1.47 \times 10^4$
▲	Nakane et al. 2003 (NACA0012, exp.)	$5.0 \times 10^3 \leq Re \leq 7.0 \times 10^5$
◆	Sun & Boyd 2004 (Flat plate, $t/c=0.05$, comp.)	$1.0 \leq Re \leq 2.0 \times 10^2$
—	laminar-thin-plate theory	
---	NACA0012 (Hoerner's formula)	
---	NACA0015 (Hoerner's formula)	

に, NACA0015の $C_{D\min}$ は, 層流薄翼理論式⁽¹³⁾やHoernerの式⁽¹²⁾におおむね一致し, 特にHoernerの式⁽¹²⁾とよく一致する。平板翼の $C_{D\min}$ も, 層流薄翼理論式⁽¹³⁾やHoernerの式⁽¹²⁾に一致するが, NACA0015と同様, 特にHoernerの式⁽¹²⁾とよく一致し, 層流薄翼理論式⁽¹³⁾より若干大きめの値を示す。

次に, $Re \geq 1 \times 10^4$ を見る。平板翼については結果が乏しく, NACA0015についてのみ考える。二次元解析結果と本実験結果, 他研究者の実験結果を比較すると, 値自体は一致しない

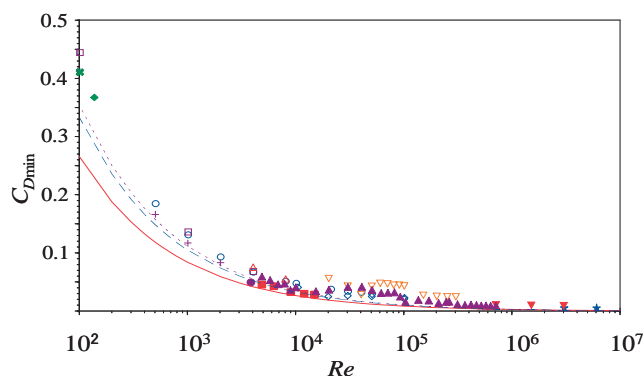


Fig. 2 $C_{D\min}$ versus Re .

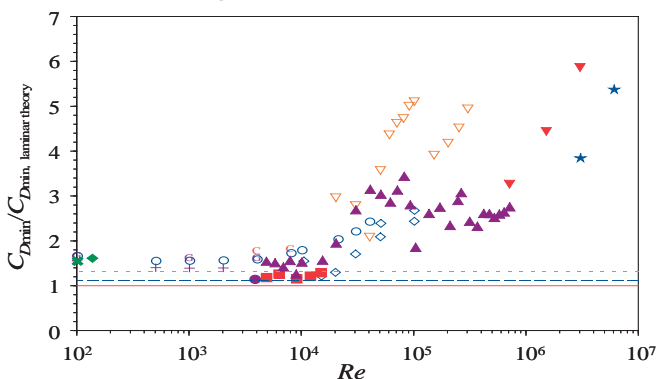


Fig. 3 $C_{D\min} / C_{D\min, \text{ laminar theory}}$ versus Re .

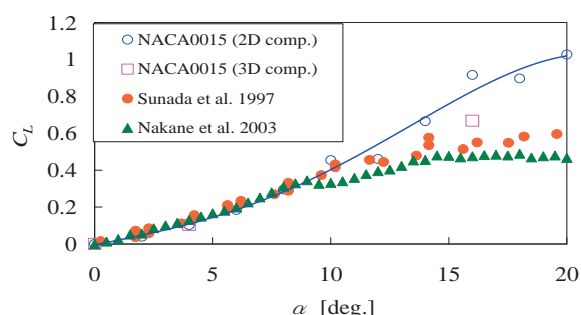
が、全て薄翼理論式やHoernerの式⁽¹²⁾よりもずっと大きな値を示す。

3.2 低 Re での NACA0015 と平板翼の α 効果

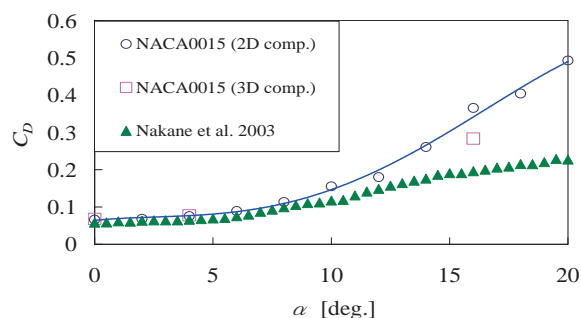
$Re < 1 \times 10^4$ での NACA0015 と平板翼について、さまざまな翼特性、すなわち、揚力係数 C_L と抗力係数 C_D 、揚抗比 C_L/C_D と迎角 α との関係を二次元解析と三次元解析により調べる。

Fig. 4(a)-(c)に、それぞれ、 $Re = 4.0 \times 10^3$ での NACA0015 に関して、 C_L と C_D 、 C_L/C_D の α への依存性を示す。

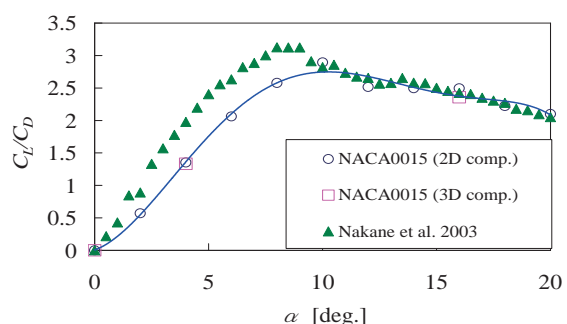
まず、 C_L と C_D の二次元解析を、Sunada et al.⁽⁵⁾ と Nakane et al.⁽⁸⁾ の実験と比較する (in Figs. 4(a) and (b)). $\alpha \leq 12[\text{deg.}]$ では、 C_L と C_D の解析は共に彼らの実験に近い。 $\alpha > 12[\text{deg.}]$ では、 C_L



(a) C_L



(b) C_D



(c) C_L/C_D

Fig.4 Aerodynamic characteristics versus α

($Re = 4.0 \times 10^3$, NACA0015).

と C_D の解析は共に彼らの実験よりもはるかに大きい。

一方、 $\alpha = 4[\text{deg.}]$ では、三次元解析による C_L と C_D は、二次元解析とも彼らの実験ともよく一致する。 $\alpha = 16[\text{deg.}]$ では、 C_L と C_D の三次元解析は共に二次元解析よりも彼らの実験値に近づく傾向がある。よって、たとえ Re が 10^4 より低くても、 α が大きいと、三次元効果が強くなり、三次元解析が必要になる。

次に、 C_L/C_D の二次元解析を、Nakane et al.⁽⁸⁾ の実験と比較する (in Fig. 4(c)). $\alpha < 10[\text{deg.}]$ では、二次元解析は実験よりも小さい。これは、 C_L では解析と実験がほぼ一致しているが、 C_D では解析がわずかにあるが実験よりも大きな値を示すことに対応する。しかし、解析 (NACA0015) では実験 (NACA0012) よりも翼厚の大きな翼を用いているため、 C_D の解析が実験より大きくなることは妥当と考えられる。

一方、 $\alpha \geq 10[\text{deg.}]$ では、二次元解析は実験に近い。これは、 C_L と C_D 共に解析が実験よりもはるかに大きな値であるが、それらを除することで生じた偶然の一致と考えられる。また、 $\alpha = 16[\text{deg.}]$ での三次元解析でも、 C_L/C_D の計算と実験との一致は、 C_L や C_D よりも良好である。

Fig. 5(a)-(c)に、それぞれ、 $Re = 4.0 \times 10^3$ での平板翼に関して、 C_L と C_D 、 C_L/C_D の α への依存性を示す。

まず、 C_L と C_D の二次元解析を、Sunada et al.⁽⁵⁾ と Motohashi⁽¹⁰⁾ の実験と比較する (in Fig. 4(a) and (b)). 調べた全ての迎角 ($\alpha < 20[\text{deg.}]$) で、 C_L と C_D の解析は、共に実験よりも大きい。特に高迎角 ($\alpha \geq 4[\text{deg.}]$) では、はるかに大きい。

一方、 $\alpha = 4[\text{deg.}]$ では、三次元解析による C_L と C_D は、共に二次元解析に一致し、彼らの実験よりも大きい。 $\alpha = 16[\text{deg.}]$ では、三次元解析による C_L と C_D は、共に二次元解析よりも彼らの実験値に近づく傾向がある。よって、NACA0015 と同様、平板翼でも、 $Re < 10^4$ でも α が大きいと低迎角でも三次元効果が強くなり、三次元解析が必要になる。

次に、 C_L/C_D を見る (in Fig. 4(c)). 平板翼の三次元解析 (×印) と二次元解析 (+印) と Fig. 4(c), NACA0015 の三次元解析 (□印) と二次元解析 (○印) と、それぞれ、比較する。NACA0015 と同様、平板翼でも、二次元解析と三次元解析は、一致する。ここで、高迎角での一致は偶然である。

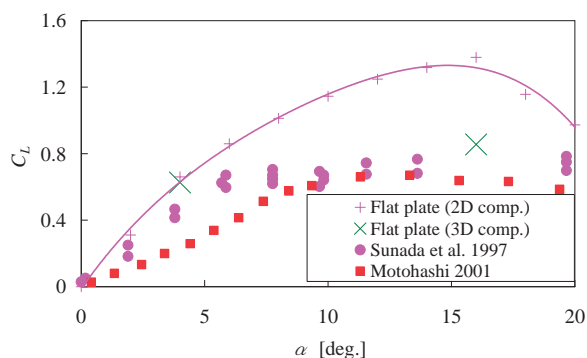
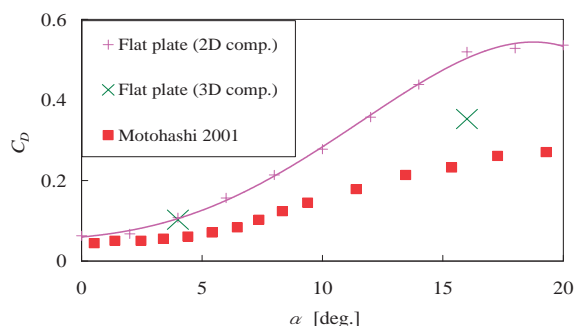
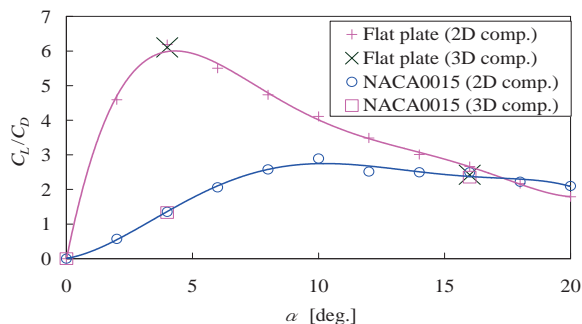
更に、Fig. 5(c)にて、平板翼と NACA0015 の二次元解析を比較する。平板翼は NACA0015 よりも広範囲の α で大きな C_L/C_D が得られる。特に低迎角 ($\alpha < 16[\text{deg.}]$) では平板翼のほうが NACA0015 より、はるかに大きい。

Fig. 6(a)-(c)に、それぞれ、 $Re = 1.0 \times 10^2$ での平板翼と NACA0015 に関して、 C_L と C_D 、 C_L/C_D の α への依存性を示す。

まず、 C_L と C_D 、 C_L/C_D の二次元解析と三次元解析の結果を

比較する。NACA0015 と平板翼も共に、 α が大きくても一致する。よって、 $Re = 1.0 \times 10^2$ 程度の低レイノルズ数では、二次元解析が十分に有効であると考えられる。次に二次元解析に関して、NACA0015 と平板翼とを比較する。Fig. 6(a)より、NACA0015 も平板翼も共に、 C_L は α の増加につれて増す。ただし、 C_L の値は、平板翼の方が全ての α で大きい。Fig. 6(b)より、NACA0015 と平板翼の結果は、ほぼ一致する。すなわち、 C_L の値は、 α の増加につれて単調に微増する。

最後に、Fig. 6(c)を見る。Fig. 6(a)とFig. 6(b)に対応して、平板翼は、NACA0015 よりも広範囲の α で大きな C_L/C_D を示す。

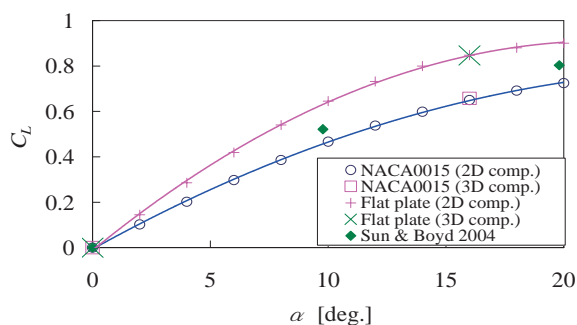
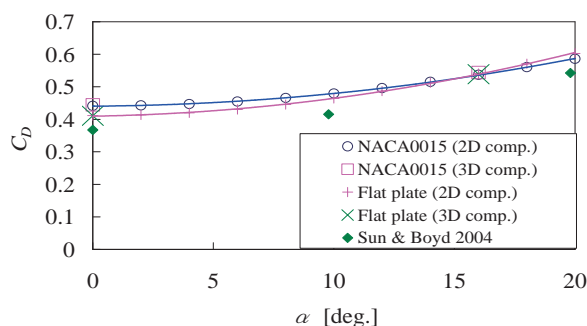
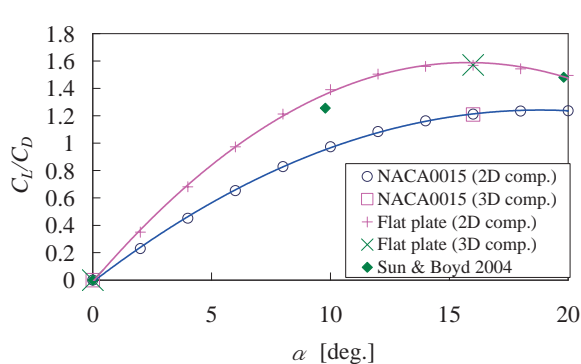
(a) C_L (b) C_D (c) C_L/C_D Fig.5 Aerodynamic characteristics versus α

($Re = 4.0 \times 10^3$, flat plate).

3.3 低 Re での前縁形状効果

Fig. 7(a)-(c) に、それぞれ、 $Re = 1.0 \times 10^2$ における、flat plates (1)-(3)の空力特性（すなわち、 C_L と C_D 、 C_L/C_D ）の α への依存性を示す。なお、図には、比較のため、通常の平板翼（flat plate）の結果を点線で示す。

まず、平板翼とflat plate (1)とを比較する。 C_L は、低迎角（ $\alpha < 12[\text{deg.}]$ ）では平板翼に比べて若干小さいが、高迎角（ $\alpha \geq 12[\text{deg.}]$ ）では若干大きくなる。また、 C_D は、低迎角では平板翼との差をほとんど示さず、高迎角ではわずかに平板翼より小さい。よって、 C_L/C_D は、低迎角で平板翼より若干小さく、高迎角で平板翼より若干大きい。つまり、flat plate (1)の前縁形状

(a) C_L (b) C_D (c) C_L/C_D Fig. 6 Aerodynamic characteristics versus α

($Re = 1.0 \times 10^2$, NACA0015 and flat plate).

状は、低迎角で翼特性 (C_L/C_D の値) を低め、高迎角で翼特性を、高める効果を持つ。

次に、平板翼と flat plate (2) とを比較する。 C_L は、低迎角では平板翼よりわずかに小さく、高迎角では平板翼との差をほとんど示さない。また、 C_D は、低迎角では平板翼との差をほとんど示さないが、高迎角では平板翼より若干小さい。よって、 C_L/C_D は、低迎角で平板翼より若干小さく、高迎角で若干大きくなる。つまり、 flat plate (2) の前縁形状は、低迎角で翼特性を低め、高迎角で翼特性を高める効果を示す。

最後に、平板翼と flat plate (3) とを比較する。 C_L は、低迎角では平板翼より大きく、高迎角では平板翼との差をほとんど

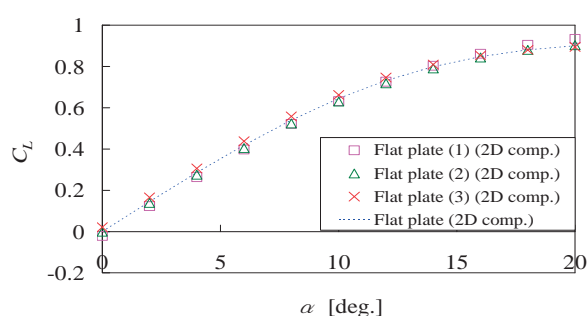
示さない。また、 C_D は、低迎角で平板翼との差をほとんど示さないが、高迎角では平板翼より若干大きくなる。よって、 C_L/C_D は、低迎角で平板翼より若干大きく、高迎角では平板翼より若干小さくなる。つまり、 flat plate (3) の前縁形状には、低迎角翼特性を高め、高迎角で翼特性を低める効果を示す。

前縁形状は、細かく見れば、以上のような差異を生じるが、定量的には微小であり、概して前縁形状の効果は小さい。

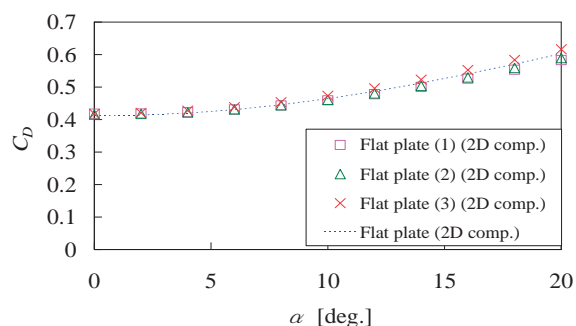
3.4 低 Re での後縁形状効果

Fig. 8(a)-(c) に、それぞれ $Re = 1.0 \times 10^2$ における flat plates (4)-(6) の空力特性 (すなわち、 C_L と C_D 、 C_L/C_D) の α への依存性を示す。なお、図には、比較のため、通常の平板翼 (flat plate) の結果を点線で示す

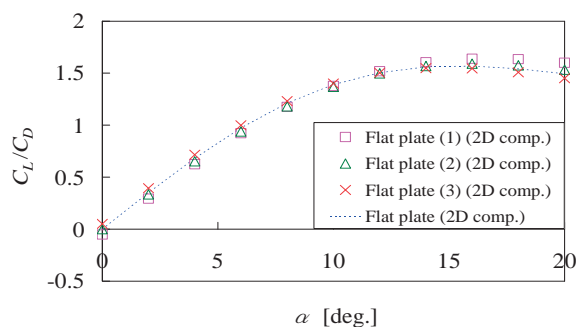
まず、平板翼と flat plate (4) とを比較する。 C_L は迎角に関係なく、常に平板翼より大きくなる。また、 C_D は低迎角では平板翼との差をほとんど示さない。よって、 C_L/C_D は、迎角に



(a) C_L

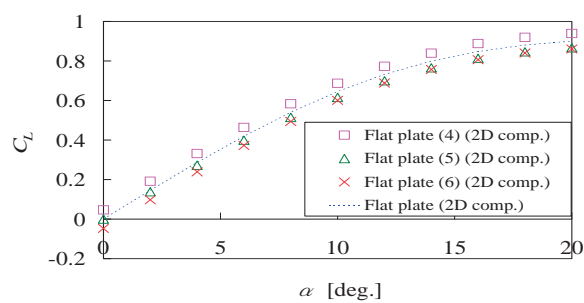


(b) C_D

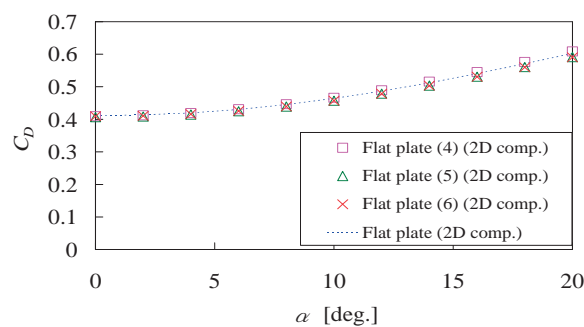


(c) C_L/C_D

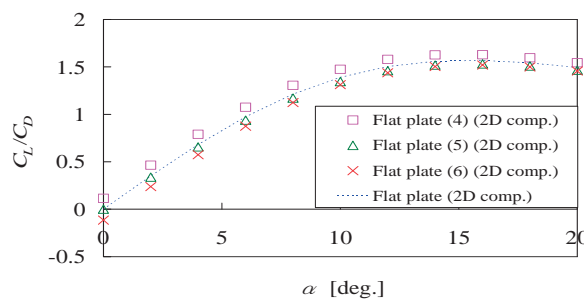
Fig. 7 Aerodynamics characteristics versus α
($Re=1.0 \times 10^2$, flat plates (1)-(3)).



(a) C_L



(b) C_D



(c) C_L/C_D

Fig. 8 Aerodynamics characteristics versus α
($Re=1.0 \times 10^2$, flat plates (4)-(6)).

関係なく、常に平板翼より大きくなる。つまり、flat plate (4)の後縁形状には、翼特性 (C_L/C_D の値) を高める効果を示す。

次に、平板翼とflat plate (5)とを比較する。 C_L は迎角に関係なく、常に平板翼より小さい。また、 C_D は迎角に関係なく、常に平板翼より若干小さい。よって、 C_L/C_D は、迎角に関係なく、常に平板翼より小さくなる。つまり、flat plate (5)の後縁形状には、翼特性を低める効果を示す。

最後に、平板翼とflat plate (6)とを比較する。 C_L は、迎角に関係なく、常に平板翼より小さい。また、 C_D は低迎角では平板翼との差をほとんど示さないが、高迎角では平板翼より若干小さい。よって、 C_L/C_D は、迎角に関係なく、常に平板翼より小さい。つまり、flat plate (6)の後縁形状には、翼特性を低める効果を示す。

4. おわりに

NACA0015 と平板翼について、二次元と三次元数値解析、風洞実験、水槽実験により、以下のことがわかった。

- (1) $Re \leq 10^4$ で、NACA0015 も平板翼も、それぞれ、 C_{Dmin} の二次元解析は、三次元解析とも実験ともよく一致する。よって、この Re 範囲では、二次元解析は有効である。
- (2) $Re \leq 1 \times 10^4$ で、NACA0015 の C_{Dmin} は、層流薄翼理論式⁽¹³⁾やHoernerの式⁽¹²⁾におおむね一致し、特にHoernerの式⁽¹²⁾とよく一致する。平板翼の C_{Dmin} も、層流薄翼理論式⁽¹³⁾やHoernerの式⁽¹²⁾に一致するが、NACA0015 と同様、特にHoernerの式⁽¹²⁾とよく一致し、層流薄翼理論式⁽¹³⁾より若干大きめの値を示す。
- (3) $Re = 4.0 \times 10^3$ では、高迎角になるとNACA0015 に三次元効果が強く現れる。 $Re = 1.0 \times 10^2$ では、高迎角でも三次元効果がほとんど現れない。
- (4) $Re = 4.0 \times 10^3$ と 1.0×10^2 で、平板翼はNACA0015 よりも広範囲の α で大きな C_L/C_D を示す。特に $Re = 4.0 \times 10^3$ では低迎角 ($\alpha < 16\text{deg}$) で C_L/C_D は平板翼のほうが、はるかに大きい。 $Re = 1.0 \times 10^2$ では、調べた全ての α ($\alpha < 20[\text{deg.}]$) で C_L/C_D の値は、平板翼のほうが大きい。
- (5) $Re = 1.0 \times 10^2$ において、翼型の前縁形状よりも後縁形状の方が、翼特性に与える影響が大きい。
- 3) F. W. Riegels, *Aerofoil Sections*, Butterworths, London, 1961.
- 4) R. Eppler, *Airfoil Design and Data*, Springer-Verlag, Berlin, 1990.
- 5) S. Sunada, A. Sakaguchi and K. Kawachi, "Airfoil Section Characteristics at a Low Reynolds Number," *Transactions ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 199, 1997, 129—135.
- 6) J. H. McMasters and M. L. Henderson, "Low Speed Single Element Airfoil Synthesis," *Tech. Soaring*, Vol. 6, 1980, 1—21.
- 7) M. Okamoto, K. Yasuda and A. Azuma, "Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly," *Journal of Experimental Biology*, Vol.199, 1996, 281—294.
- 8) N. Nakane, T. Tanaka, T. Motohashi, "Aerodynamic Characteristics of NACA0012 in a Wide Reynolds Number range," *Proc. 35th Fluid Dynamics Conference, JSASS*, 2003, 179—182 (in Japanese).
- 9) T. Motohashi, "Characteristics of Rectangular Wings at Low Reynolds Numbers," *Proc. 39th Aircraft Symposium, JSASS*, 3D6, 2001, 1—4 (in Japanese).
- 10) T. Motohashi, N. Nakane, "Thin Aerofoil Stall at $Re = 1000$," *Proc. 36th Fluid Dynamics Conference, JSASS*, 2004, 197—198 (in Japanese).
- 11) Q. Sun and I. D. Boyd, "Flat-Plate Aerodynamics at Very Low Reynolds Number," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 502, 2004, 199—206.
- 12) S. F. Hoerner, *Fluid-Dynamic Drag*, Published by the Author, 1958, 6-4—6-7.
- 13) I. H. Abbott and A. E. von Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, Dover, New York, 1958, 88—89.

参考文献

- 1) E. N. Jacobs and A. Sherman, "Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations in the Reynolds Number," *NACA Technical Report*, No.586, 1937, 227—267.
- 2) I. H. Abbott and A. E. von Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, Dover, New York, 1958, 462—463.