

# 低レイノルズ数における翼の平面形空力特性の実験的研究

岡本 正人・神馬 義貴

## Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Wing Planforms at Low Reynolds Number

Masato OKAMOTO and Yoshiki JINBA \*

(平成20年11月20日受理)

Aerodynamic characteristics of the wings at low Reynolds number around  $1 \times 10^4$  are different from those of high Reynolds number. The above low Reynolds number corresponds to the flight of small creatures like an insect. The creatures have various planforms and those characteristics are used for their prominent performance. There are few experimental results of the wing characteristics in low Reynolds number flow, and this time the influence of the wing planforms were studied in a wind tunnel for aerodynamics of three-dimensional wings. The experimental data were obtained by the measurements of the force and moment to act on the wing, and flow visualization were conducted to confirmation of the phenomenon. The planforms used for the experiment are elliptic, rectangular and triangular wings which have different aspect ratio. The airfoils of tested model wings are thin flat plate, and the maximum angle of attack on measurements is 90 degrees. These experimental results will be useful to design the micro air vehicle or to research the biokinetics.

### 1. 諸言

#### 1.1 研究の目的

航空機の発達と共に、翼の特性に関しては多くの研究結果がある。しかし、その研究成果の多くはレイノルズ数  $Re \geq 1 \times 10^6$  の領域におけるものである。しかし近年、人力飛行機のような比較的低いレイノルズ数の研究や、さらに低い  $Re \leq 1 \times 10^4$  領域の研究も増えつつある。その理由として、災害現場での調査飛行を目的とした超小型航空機 MAV (Micro Air Vehicle) の小型化が挙げられるが、自然界に存在する昆虫や鳥、魚などの生物の飛行や泳法の解明のためにも重要な研究課題であると考えられる。生物は人工の飛翔体では到底実現できないような洗練された自由な運動を行っており、そのメカニズムを空力的に解明することで、工学的な応用が期待できる。

翼の特性には翼型による 2 次元翼特性と、平面形を考慮した 3 次元翼特性がある。本論文は後者に着

目し、これまでに殆ど例のない  $Re \leq 1 \times 10^4$  の低レイノルズ数における翼の平面形特性を明らかにすることを目的とした。

#### 1.2 研究の背景

低レイノルズ数領域での翼特性は、高レイノルズ数領域とは異なっていることが徐々に明らかになってきている。 $Re \leq 1 \times 10^4$  における多数の翼型の空力特性について風洞実験や水槽実験によって研究された結果<sup>1),2)</sup>によると、高レイノルズ数領域とは異なる翼型特性の大きな特徴として次のようなことが挙げられる。

i) 高いレイノルズ数において高性能な前縁の丸い流線型の翼型は  $Re \leq 1 \times 10^4$  になると最大揚力係数、揚抗比共に小さくなり、むしろ薄い平板の方が性能が優れている。

ii) 昆虫の翅に見られるような前縁の薄い、ギザギザした非流線型の翼型はこのレイノルズ数領域では有効な性能を示す。

iii) 揚力曲線は、迎角によって揚力傾斜が大きく変化し、非線形性が強く現れる。

\* 秋田高専専攻科学生

以上の結果は翼型，すなわち2次元翼に着目したものであるが，翼特性を論じる上で特に生物の翼はさまざまな平面形を持つため，平面形を変化させた3次元翼特性についても調査する必要がある。

3次元翼特性の研究では，Torres and Mueller<sup>3)</sup>は $AR=0.5\sim 2$ の矩形翼と楕円翼について風洞や水槽により，空気力の測定や可視化実験を行った。この実験はMAVに主眼を置いたものであるため，レイノルズ数は $(7\sim 10)\times 10^4$ で本論文におけるものよりやや高く，測定迎角範囲も $\alpha_{max}=30^\circ\sim 40^\circ$ と小さい。しかし，数少ない平面形特性の実験として本研究の参考となった。

生物の運動を論じる際には大きな迎角でのデータが必要になると考えられる。その例として，Azuma<sup>4)</sup>は高迎角時の揚力 $L$ と抗力 $D$ の合力（流力） $R=\sqrt{L^2+D^2}$ がパドリングによって推進力を得る場合に重要であることを述べている。このことから，本研究ではこれまでに殆ど発表されていない $\alpha_{max}=90^\circ$ の大きな迎角範囲で測定を行った。

実験に用いた模型の翼型は薄い平板とした。高レイノルズ数でよく使われるNACA0012のような翼型は，このレイノルズ数領域では揚力傾斜の非線形性が大きくレイノルズ数依存性も大きい<sup>5)</sup>。一方，薄い平板は揚力傾斜の非線形性が小さくレイノルズ数依存性も比較的小さい<sup>6)</sup>ことから，翼型性能に影響を受けずに実験が可能であると考えられる。また，平板を用いることで翼模型の製作も容易になる。

実験した平面形はアスペクト比 $AR=0.5\sim 6$ の楕円翼，矩形翼，三角翼であり，それらについて揚力 $L$ ，抗力 $D$ ，ピッチングモーメント $M$ を測定した。これらの結果は，高レイノルズ数で使われる理論解と比較した。また油膜法やスモークワイヤ法による可視化実験も同時に行った。

## 2. 実験装置及び翼模型

### 2.1 風洞および計測装置

図1は，空気力の測定および可視化に使用した押

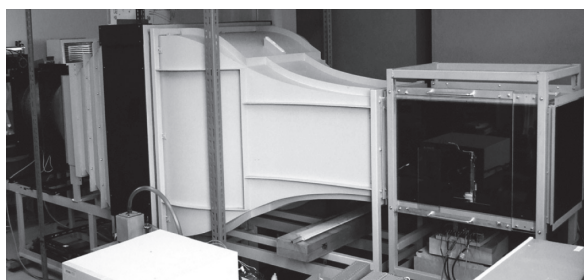


図1 測定に使用した小型低速風洞

込み式小型低速風洞である。この風洞の測定部は一辺が0.36mの正方形断面で，測定部における主流速度は $U=2.5\sim 6\text{m/s}$ ，測定部の乱れの強さは主流の乱れ成分を $u$ として $\sqrt{u^2}/U<0.3\%$ である。流速は，測定部内に置いた円柱後方のカルマン渦の周波数を熱線流速計により測定し，一定のレイノルズ数範囲ではストローハル数がレイノルズ数の関数で与えられることから算出した。

図2は風洞測定部に設置された自作の3分力測定装置の構造である。ロードセルは加工したアルミブロックにストレインゲージを貼ったもので3個のロードセルを組み合わせて3分力測定を可能にしている。揚力・抗力測定用のロードセルは測定部下の外部に置かれ，その上にストラットとステイングを介して風洞内部中央付近に翼模型が後方から支持される。ステイング先端にはピッチングモーメント測定用のロードセルが取り付けられ，その上に翼模型を固定する。ステイングは風洞外部の小型モータにより上下方向に $90^\circ$ の迎角範囲で回転させることができ，またその迎角はポテンシオメータにより計測される。なお，ストラットには抵抗を減らすためのカヴァがつき，装置による気流の偏向を補正するためのダミーストラットを上下対称に設けて測定を行った。

ストレインゲージのブリッジ回路からの出力信号は，動ひずみアンプで増幅した後16ビット8チャンネルADコンバータを介してパソコンに取り込まれる。ロードセルの最小読取り値は，揚力用が $9\times 10^{-5}\text{N}$ ，抗力用が $3\times 10^{-5}\text{N}$ ，モーメント用が $2\times$

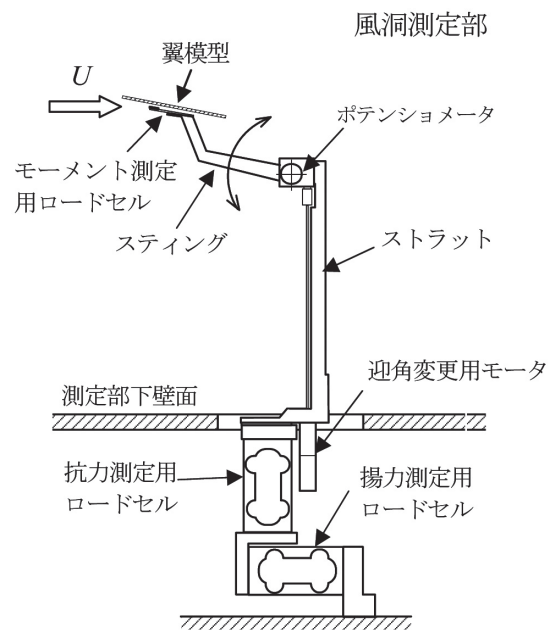


図2 3分力測定装置

$10^{-6}\text{Nm}$ であり、それぞれ測定範囲で十分な直線性を持つ。また、応答周波数は、揚力用と抗力用で50Hz以上、モーメント用は180Hz以上である。また、ストラットの空気力及び重心移動の影響を受けるモーメントはあらかじめ測定しておき測定値から差し引くことで補正される。なお、測定された空気力とモーメントは、動圧  $\rho U^2/2$ 、翼面積  $S$ 、空力平均翼弦長  $\bar{c}$  により揚力係数  $C_L$ 、抗力係数  $C_D$ 、ピッチングモーメント係数  $C_{M_{0.25c}}$  に無次元化される。

## 2.2 翼模型

実験対象となる翼模型は図4に示すようなアスペクト比の異なる3種類（楕円翼、矩形翼、三角翼）の平面形である。楕円翼は25%翼弦線が直線になるようにし、その前後を数学楕円で構成した。

これらは全て厚さ  $t=0.5\text{mm}$  の薄いアルミ板で製作した。各模型の空力平均翼弦長が異なるため翼厚比  $t/\bar{c}$  が異なるが、最大のものでも  $t/\bar{c}=17\%$  であり、翼の特性には大きな影響はないと判断した。ただし、最小抗力係数  $C_{D_{\min}}$  や最大揚抗比  $(L/D)_{\max}$  には翼厚比の違いによる差が生じている。また空力平均翼弦長の違いにより実験レイノルズ数が増えるが、可能な限り風速を変えることで対応した。

## 3. 風洞実験結果と考察

図4～図6は、3種類の平面形においてアスペクト比を  $AR=0.5\sim 6$ （楕円翼は  $0.5\sim 8$ ）で変化させた場合の各空力係数の測定結果である。また表1は、その主要な特性を示している。これらの結果から、各空力係数の特性を考察する。

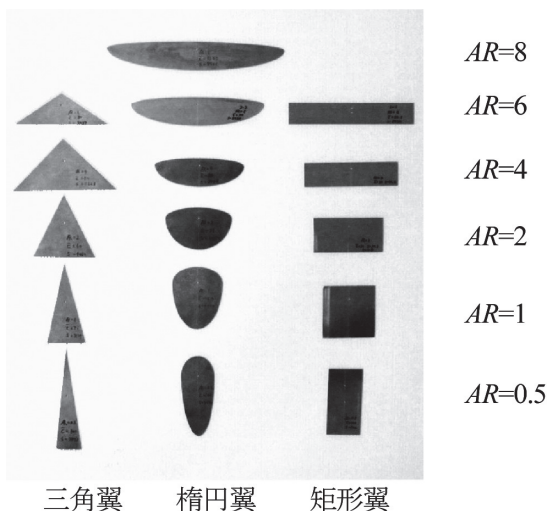


図3 翼模型

## 3.1 揚力係数

図4はアスペクト比の異なる楕円翼の測定結果である。 $AR \geq 6$  では迎角  $\alpha < 8^\circ$  では揚力傾斜はほぼ一定で、 $\alpha = 8^\circ$  で揚力曲線は折れ曲がりその後  $\alpha = 40^\circ$  付近まで一定の値が続き、さらに迎角が大きくなると  $C_L$  は減少して  $\alpha = 90^\circ$  で0になる。 $AR = 2$  でもよく似た揚力曲線であるが、小さい迎角での揚力傾斜は減少すると共に、やや非線形に揚力傾斜が変化する。さらに、 $AR \leq 1$  になると揚力傾斜はさらに減少するものの、 $\alpha = 45^\circ$  付近まで揚力係数は増加を続け、最大揚力係数  $C_{L_{\max}}$  は大きなアスペクト比のものと比較して1.8倍程度まで大きくなる。 $C_{L_{\max}}$  が最大値をとるのは  $AR = 1$  の翼で、 $AR = 0.5$  になるとむしろ減少する。 $\alpha < 30^\circ$  の揚力傾斜は迎角と共に増加しており、これは翼端渦による渦揚力が付加されるためと考えられる。 $\alpha > 45^\circ$  では揚力は減少し、 $\alpha > 60^\circ$  ではアスペクト比による差はほとんどなくなる。

図5は、図4と同じのアスペクト比を持つ矩形翼の測定結果である。その揚力曲線は楕円翼の場合とよく似ていることが分かる。 $AR \geq 4$  では、 $\alpha < 8^\circ$  ではやはり一定の揚力傾斜を持つが、 $\alpha = 8^\circ$  付近での揚力曲線の折れ曲がり方は楕円翼よりは丸みを帯びているのが分かる。これは、楕円翼では吹き下ろしは翼幅方向で一定であるため迎角の増加と共に翼幅方向の位置にかかわらず同時に剥離するのに対し、矩形翼では揚力係数分布が翼根付近で大きくなるため、翼根から徐々に剥離が始まるためと考えられる。また、 $AR = 6$  の揚力曲線を見ると  $\alpha = 40^\circ$  付近で瘤のように盛り上がっているのが分かる。アスペクト比が小さくなるとこの瘤は消滅する。また、楕円翼やテーバ翼では見られず、当初翼の振動による非定常揚力が原因ではないかと考えられたが、楕円翼の実験と比較しても振動によるものとは考えにくく原因は不明である。 $AR \leq 1$  になると、 $AR = 1$  では楕円翼に比べて非線形な揚力係数の増加はより大きくなり、 $\alpha < 30^\circ$  での揚力係数は楕円翼と比較してやや大きくなる。 $AR = 0.5$  になると、楕円翼との差は小さいことが分かる。

図6は三角翼の測定結果である。 $AR \geq 4$  では揚力傾斜は楕円翼や矩形翼と比較して小さく、迎角の増加と共に傾斜が小さくなっているのが分かる。一方アスペクト比が小さくなると、楕円翼や矩形翼では  $AR = 1$  で見られた渦揚力による非線形揚力の付加と  $C_{L_{\max}}$  の増加は  $AR = 2$  ですです現れ、 $AR = 1$  ではむしろ  $C_{L_{\max}}$  は小さくなることが分かる。さらに、 $AR = 0.5$  になると、同じアスペクト比の楕円翼や矩



低レイノルズ数における翼の平面形空力特性の実験的研究

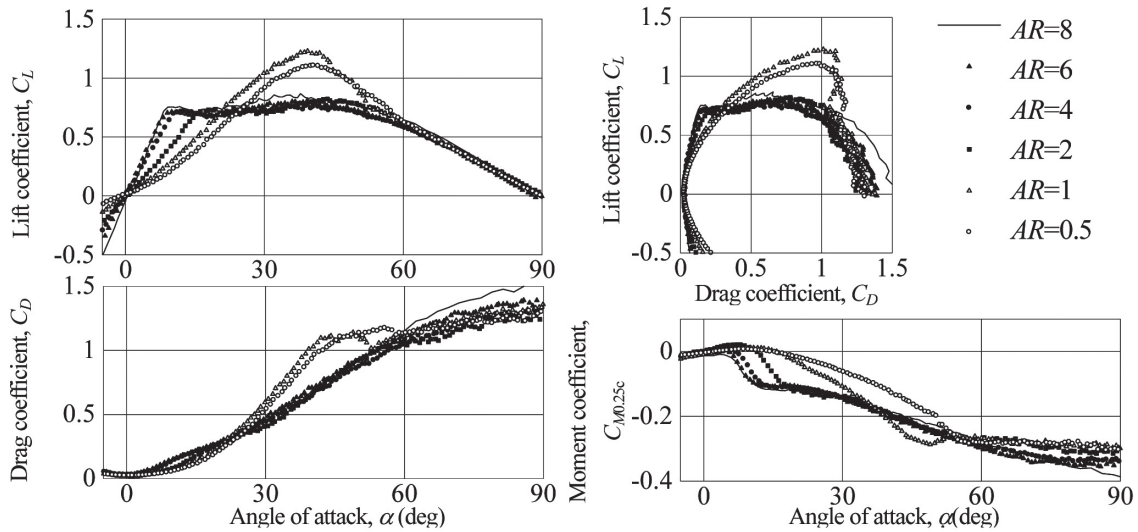


図4 アスペクト比の異なる楕円翼の特性 ( $Re = (1.2 \sim 2.4) \times 10^4$ )

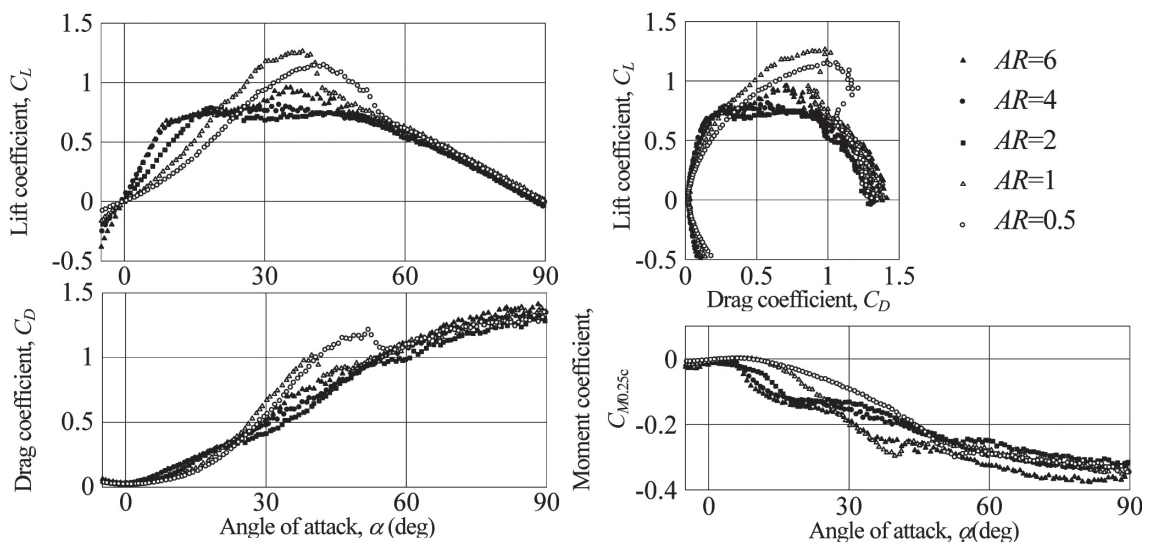


図5 アスペクト比の異なる矩形翼の特性 ( $Re = (1.2 \sim 2.4) \times 10^4$ )

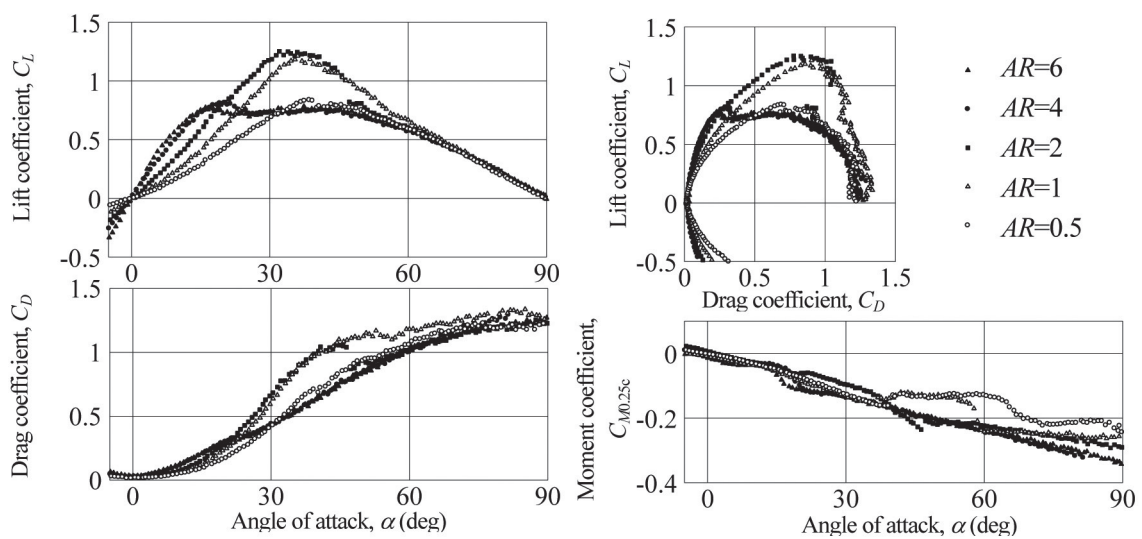


図6 アスペクト比の異なる三角翼の特性 ( $Re = (1.2 \sim 2.4) \times 10^4$ )

形翼よりも揚力傾斜は小さく  $C_{Lmax}$  も小さい。

### 3.2 抗力係数

図4～図6の抗力係数をみると、 $C_{Dmin}$  ( $\alpha = 0^\circ$ ) はどの翼においても殆ど同じで、薄い平板の摩擦抗力係数よりやや大きい値を示す。 $\alpha < 20^\circ$  ではアスペクト比の大きな翼の方が大きな値を示しているが、これは誘導抗力係数  $C_{Di} = C_L^2 / \pi AR$  が大きくなるためと考えられる。そのためアスペクト比が小さい場合でも  $\alpha > 30^\circ$  ではむしろ大きな抗力係数を示すようになる。揚力曲線の変化に対応して抗力曲線も変化するが、 $\alpha > 60^\circ$  になるとアスペクト比の大きい翼の方がやや大きな値を示すことが分かる。楕円翼の場合にのみ  $AR = 8$  の測定を行っており、ポーラ曲線に実線でその結果を載せているが、これを見ると  $C_{Dmax}$  ( $\alpha = 90^\circ$ ) は、 $AR \leq 6$  のものより大きくなっているのが分かる。

$(L/D)_{max}$  はポーラー曲線の  $C_L = 0$  の点 ( $\alpha = 0^\circ$ ) からの接線の傾きで表される。 $(L/D)_{max}$  はアスペクト比が大きい方が大きくなり、アスペクト比が小さくなると共にその迎角は大きくなること分かる。このことは表1に具体的な値として示している。楕円翼と矩形翼にはアスペクト比が小さくなっているにもかかわらず揚抗比が増加している場合があるが、これは翼弦長の差による平板の厚み比が  $C_D$  に影響しているためと考えられる。

### 3.3 ピッチングモーメント係数

図4、図5のモーメント曲線を見ると、 $\alpha = 0^\circ$  でのモーメントの傾斜は若干正の値を示しているが、迎

角が小さな範囲では  $C_{M0.25c} \cong 0$  である。揚力曲線が折れ曲がる剥離域になると、モーメント曲線は負の値を示し、頭上げモーメントが生じることから、風圧中心が後退するのが分かる。アスペクト比が大きい翼では急激に負の値になるのに対し、アスペクト比が小さくなると徐々に負の値が大きくなる。

図6の三角翼では、 $\alpha = 0^\circ$  付近はすでに負の傾斜を持っている。迎角が増加した場合に、 $AR \leq 2$  の低アスペクト比翼では一度負の値が小さくなり、さらに大きな迎角で再び負の値が急激に増加するような非線形なモーメント曲線が現れる。これは、高迎角の完全な剥離域で生じており、揚力曲線や抗力曲線の変化に対し顕著である。

### 3.4 流力係数

揚力  $L$  と抗力  $D$  の合力である流力  $R = \sqrt{L^2 + D^2}$  を無次元化した流力係数  $C_R$  は、ポーラー曲線における原点からの距離で表される。図4の楕円翼のポーラー曲線を見ると、 $AR = 1$  では  $C_R$  は迎角  $\alpha = 38^\circ$  において最大値  $C_{Rmax}$  をとるが、 $AR \geq 2$  では  $\alpha = 90^\circ$  において最大値をとり、 $C_{Rmax} = C_{Dmax}$  となる。矩形翼、三角翼においても同様の傾向が分かるが、三角翼の場合は  $AR = 2$  の場合に迎角  $\alpha = 33^\circ$  で  $C_{Rmax}$  が大きくなり、揚力特性や抗力特性と同様に  $AR < 2$  で低アスペクト比の特性が現れているのがわかる。また  $C_{Rmax}$  をとる迎角は三角翼が最も小さい。

## 4. 理論値との比較

3次元翼特性に関して古くから多くの理論解析方

表1 主要な3次元翼特性値

	AR	翼厚比 $t/\bar{c}$ (%)	実験 $Re$ $\times 10^4$	最大揚力係数		最大抗力係数 $C_{Dmax} (\alpha = 90^\circ)$	最大揚抗比		揚力傾斜 $\alpha$ $-3^\circ < \alpha < 3^\circ$
				$C_{Lmax}$	$\alpha$ (deg)		$(L/D)_{max}$	$\alpha$ (deg)	
楕円翼	8	1.47	1.35	0.85	37	1.52	6.5	5.4	4.98
	6	1.47	1.35	0.8	40	1.39	6	5	4.07
	4	1.47	1.35	0.76	39	1.33	6	4.2	3.32
	2	0.98	1.51	0.82	44	1.26	5.7	5.3	2.39
	1	1.08	1.82	1.23	39	1.36	4.3	8	1.43
	0.5	0.49	2.42	1.11	41	1.31	3.7	9.6	0.76
矩形翼	6	1.67	1.2	0.96	36	1.39	5.9	4.7	4.47
	4	1.47	1.36	0.81	33	1.32	5.8	4.1	3.78
	2	1	1.48	0.79	19	1.28	6.2	4	2.42
	1	1.66	1.82	1.26	38	1.36	4.4	7	1.43
	0.5	0.5	2.4	1.15	43	1.35	3.6	9.7	0.83
三角翼	6	1.67	1.2	0.77	16	1.27	5.9	4.5	3.84
	4	1	1.48	0.81	20	1.32	5.5	4.2	3.15
	2	0.83	1.78	1.25	32	1.24	5.4	6.3	2.06
	1	0.67	1.8	1.21	36	1.32	4.1	8.9	1.2
	0.5	0.5	2.4	0.84	39	1.24	3.5	9.7	0.74

法が提案されているが、様々な平面形に対応できるものとして、揚力面理論から翼面を格子に分けて解く渦格子法(VLM: vortex lattice method)<sup>7)</sup>がある。今回はそのプログラムを作成し比較に用いた。渦格子法では、まず翼面を格子に分解し、各パネルの25%翼弦線上に馬蹄形渦を置く。各パネルの75%翼弦線上に置いたコントロール点においてすべての馬蹄形渦による吹き下ろしをピオ・サバールの法則で計算し、翼の迎角による主流の吹き上げと等しいという境界条件を満足させる(ワイシंगा法)。すべてのパネルのコントロール点において境界条件を満たすように、多元1次連立方程式を解いて各パネルの循環を定めることで翼面の圧力分布が求まる。

渦格子法で求めた揚力傾斜と実験による揚力傾斜( $-3^\circ < \alpha < 3^\circ$ )を比較したのが表2である。同時に修正係数を加えた揚力線理論や細長体理論<sup>8)</sup>により求めた揚力傾斜を共に載せている。実験結果の揚力傾斜を $-3^\circ < \alpha < 3^\circ$ の範囲としたのは、迎角が大きくなると揚力傾斜に後述の非線形性が現れるためである。表2の揚力傾斜の測定値と理論値を比較すると、アスペクト比が大きな楕円翼、矩形翼には理論値より大きな値を示すものがあるが、それ以外は理論値よりやや小さな値となっているのが分かる。この原因は、迎角が小さな範囲では翼上面気流は層流剥離となるためと考えられる。アスペクト比が大きい場合は揚力傾斜が増加するため、比較した迎角範囲でも非線形性が現れている可能性がある。

ところで、高レイノルズ数の実験においても、これらの理論値はアスペクト比が小さい場合は翼先端

から翼端にかけての前縁で生じる螺旋渦による渦揚力が付加されるため実験結果とは一致しないことが知られている。このため、Polhamus<sup>9)</sup>は三角翼の翼前縁に生じる螺旋渦による渦揚力を、ポテンシャル理論から求められる前縁吸引力を上に向けることで対応させ、実験ともよく一致することを示した(Polhamus's leading-edge suction analogy)。

ポテンシャル理論における前縁吸引力はBlasiusの式を用いて計算することが可能で、Azuma and Okamoto<sup>10)</sup>は非定常翼について翼前縁に生じる渦揚力に対してSuction analogyを使うことで理論計算を行った。今回の実験について後述の可視化を行うと、翼前縁上面に剥離泡と思われる流線のふくらみが見られることから、 $AR=6$ の楕円翼の結果に対してsuction analogyを適用し、揚力線理論による揚力傾斜の修正を加えることで実験値との比較を行った。

これらの理論値と実験結果と比較したのが図7と図8である。図7のアスペクト比が大きい楕円翼で

表2 揚力傾斜の測定値と理論値の比較

	AR	揚力傾斜 $a$ ( $\text{rad}^{-1}$ )			
		測定値 ( $-3^\circ < \alpha < 3^\circ$ )	揚力線 理論	細長体 理論	渦格子法
楕円翼	8	4.98	4.67	—	4.84
	6	4.07	4.39	—	4.43
	4	3.32	3.93	—	3.8
	2	2.39	—	—	2.63
	1	1.43	—	—	1.59
	0.5	0.76	—	—	0.79
矩形翼	6	4.47	4.35	—	4.34
	4	3.78	3.92	—	3.73
	2	2.42	—	—	2.57
	1	1.43	—	—	1.53
	0.5	0.83	—	—	0.81
三角翼	6	3.84	4.2	—	4.03
	4	3.15	3.74	—	3.35
	2	2.06	—	—	2.21
	1	1.2	—	1.57	1.26
	0.5	0.74	—	0.79	0.72

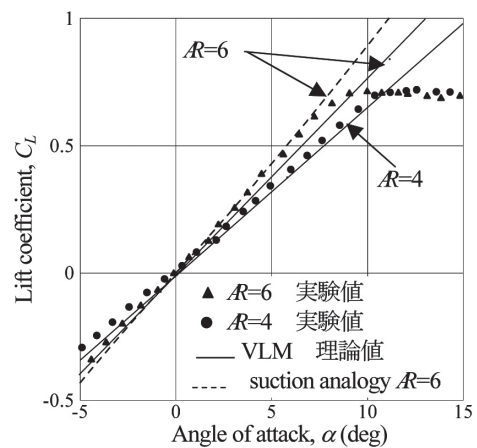


図7 高アスペクト比楕円翼の揚力係数と理論値の比較

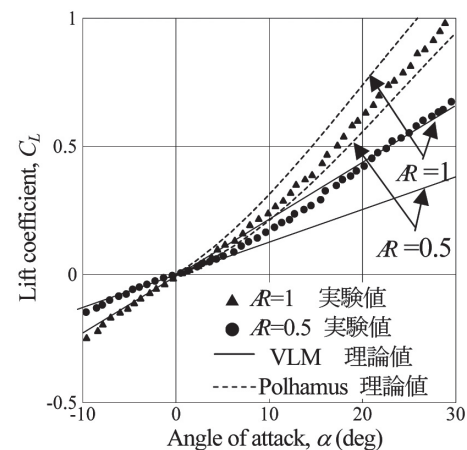


図8 低アスペクト比の三角翼の揚力係数と理論値の比較



は、渦格子法の計算結果は揚力傾斜が実験値より小さくなるが、面白いことに suction analogy を使った結果は実験値とよく一致している。図8の  $AR \leq 1$  の三角翼については、迎角が大きくなると実験結果は渦格子法の  $C_L$  より大きくなるが、Polhamusの結果と比較すると小さいことが分かる。

## 5. 可視化実験結果と考察

### 5.1 油膜法

翼面に色チョークの粉末で着色した流動パラフィン塗布した翼を風洞内に設置し、模様が現れて変化しなくなるまで流れの中に置き観察する。これにより流れが滞留している部分では色が濃くなり、流れに接している部分は色が薄くなる。

図9は  $AR=6$  の楕円翼を油膜法により撮影したものである。 $\alpha=5^\circ$  では翼弦の25%付近に一様に線状模様が現れる。これは前縁に生じた剥離泡の再付着点によるものと思われる。 $\alpha=8^\circ$  になるとこの線はやや後方に移動する。この模様は  $\alpha=10^\circ$  においても見られ、 $\alpha=15^\circ$  になると見られなくなる。

図10は、 $AR=1$  の楕円翼の結果である。 $\alpha=10^\circ$  では、剥離泡の再付着点と見られる線状模様が前縁付近に見られ、 $\alpha=30^\circ$  までは後方に移動する。しかし、この線状模様はこれ以上後方に移動することはなく、 $\alpha=40^\circ$  では殆ど見えなくなる。 $\alpha=20^\circ$  と  $\alpha=30^\circ$  を比較すると、 $\alpha=30^\circ$  の方がこの線はむしろ前縁側に僅かに移動している。

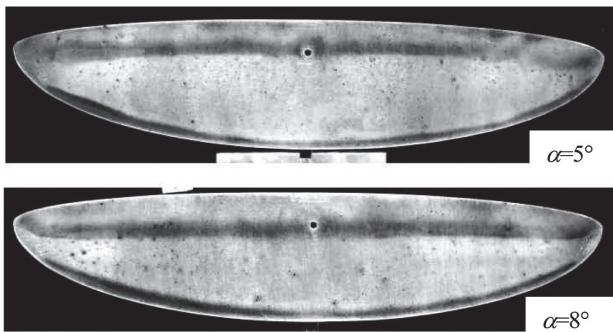


図9 楕円翼 ( $AR=6$ ) の油膜法結果 ( $Re=1.4 \times 10^4$ )

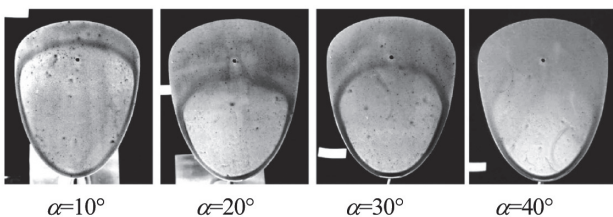


図10 楕円翼 ( $AR=1$ ) の油膜法結果 ( $Re=3.0 \times 10^4$ )

図11は、 $AR=1$  の矩形翼の結果である。 $\alpha=10^\circ$  では翼端付近は線状模様が前縁の方に曲がっており、翼端渦によって剥離が抑えられていることが分かる。 $\alpha=15^\circ$  になると、 $\alpha=10^\circ$  に比べて剥離泡の範囲が後縁に向かって伸びるが、翼端渦の影響範囲も広がり左右両側の広い範囲で流れが翼面に付着している。なお Torres and Mueller<sup>3)</sup> は、 $\alpha \leq 15^\circ$  で同様な可視化を行っているが、この結果とも概ね一致している。 $\alpha=20^\circ$  では、中央付近の様子は後方へ伸びずに、翼弦方向50%付近に濃い線ができる。 $\alpha=25^\circ$  になるとその線は左右に伸び、 $\alpha=30^\circ$  では翼端付近まで達して、 $AR=1$  の楕円翼の結果とよく似てくる。 $\alpha=35^\circ$  では中央付近は前縁側に移動し、この傾向も楕円翼の場合と似ている。 $\alpha=40^\circ$  では全面が一様な濃さとなり、流れは完全に剥離していることが分かる。

図12は  $AR=2$  の三角翼の可視化結果である。他の翼に比べ前縁での螺旋渦が支配的となり、矩形翼・楕円翼のような流れに垂直な線は現れない。螺旋渦は後縁に向かって成長しているが、その成長は迎角に伴って僅かずつ大きくなっているのが分かる。

### 5.2 スモークワイヤ法

スモークワイヤ法は、油膜法で得られた結果を補足するために行った。使用したニクロム線の直径は0.2mmで、流速が2m/sの時レイノルズ数は  $Re < 30$  となり、ニクロム線による乱れの影響は小さいと考

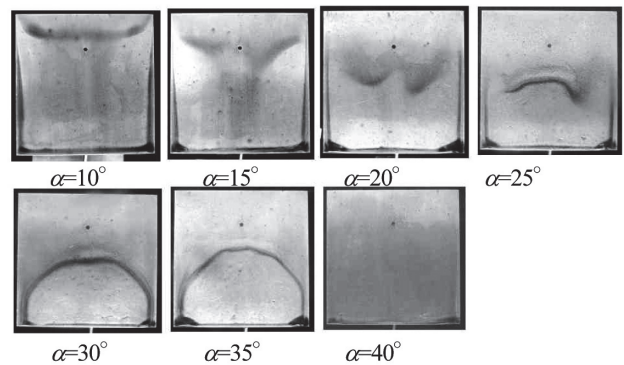


図11 矩形翼 ( $AR=1$ ) の油膜法結果 ( $Re=3.0 \times 10^4$ )

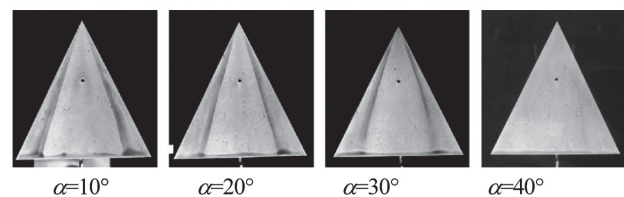


図12 三角翼 ( $AR=1$ ) の油膜法結果 ( $Re=3.0 \times 10^4$ )

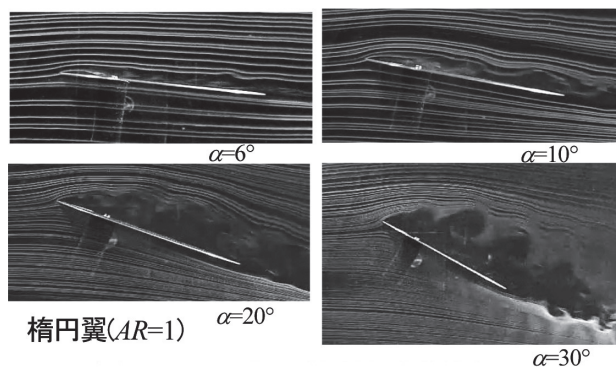


図13 スモークワイヤ法による流れ

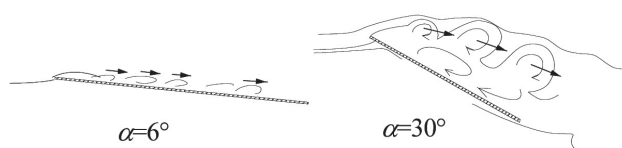


図14 翼面上の渦の挙動

えられる。また、ニクロム線に塗布した流動パラフィン は数秒で蒸発してしまうため、流線はハイスピードムービー (300frame/s) で撮影した。図13は  $AR=1$  の楕円翼について翼の中央に煙を流して流れを見たものである。 $\alpha=6^\circ$  の小さな迎角では前縁付近に剥離泡と思われる停滞した渦が見られ、その渦の後端から小さな渦が周期的に放出され後方に流れていく。これらの渦はすべて図において時計回りである。油膜法で見られた前縁付近の線状模様は前縁付近に停滞した前縁剥離渦の付着位置を表すものと思われる。 $\alpha=10^\circ$  でもよく似た流れであるが、後方に放出される渦は大きくなる。さらに  $\alpha=20^\circ$  になると、前縁の剥離渦はあるが、後方に放出される渦は翼面からは離れているように見える。この渦に誘起されるように翼の表面ではやはり時計回りの渦が停滞している。油膜法の線上模様はこの渦の逆流により生じたものと思われる。 $\alpha=30^\circ$  になるとこの現象はより顕著になり、後方に流れ去る渦の下に停滞した渦が存在しているように見える。これらの渦の挙動を図14に示した。このように、前縁で発生した剥離泡に相当する渦は後方に小さな渦を放出していること、この小さな渦は迎角が大きくなると渦の下に停滞した渦があることが分かる。これらの渦の現象は低レイノルズ数の特徴と思われる。

## 6. 結言

低レイノルズ数領域における三次元翼特性として以下の知見が得られた。

- (1) 失速迎角より小さな迎角における高アスペクト比翼の揚力曲線は、前縁剥離泡によると思われる非線形な揚力傾斜を持つ。低アスペクト比翼の揚力曲線は、迎角の増加とともに翼端渦による非線形揚力が付加される。この特性は抗力やモーメント曲線にも現れる。
- (2) 三角翼は  $AR \leq 2$  で、楕円翼や矩形翼は  $AR \leq 1$  で低アスペクト比翼の特性が表れ最大揚力係数  $C_{Lmax}$  は大きくなる。また、 $C_{Lmax}$  後の失速特性にも差が現れるが、 $\alpha > 60^\circ$  では揚力曲線は平面形による差は非常に小さい。
- (3) 揚力と抗力の合力を表す流力係数  $C_R$  は、アスペクト比が大きい翼では  $\alpha = 90^\circ$  で最大値をとり、アスペクト比が小さい翼では  $\alpha = 40^\circ$  付近で最大値をとる。
- (4) 薄い平板の揚力傾斜は、高アスペクト比翼では理論値に近く、低アスペクト比翼では理論値より小さくなる。
- (5) 低レイノルズ数における薄い平板の流れには、前縁付近に滞留する剥離泡とその後方から放出されて流れ去る小さな渦が見られる。低アスペクト比翼では高迎角になるとこの渦に誘起された渦が翼表面に滞留する。

この実験を通して、実験結果の少ない低レイノルズ数領域における平面形特性について定量的なデータを得ることができたが、この領域の流れ場には不明な現象も多く今後の研究課題である。

## 参考文献

- 1) Okamoto, M., Yasuda, K., Azuma, A.: Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly, J. Exp. Biol., Vol.199, pp.281-294, (1996)
- 2) Sunada, S., Yasuda, T., Yasuda, K., Kawachi, K.: Comparison of Wing Characteristics at an Ultralow Reynolds Number, J. of Aircraft, AIAA, Vol.39, No.2, pp.331-338, (2002)
- 3) Torres, G. E., Muller, T. J.: Aerodynamic Characteristics of Low Aspect Ratio Wings at Low Reynolds Numbers, "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications", Vol.195, AIAA, pp.115-141, (2001)
- 4) Azuma, A.: The Biokinetics of Flying and Swimming Second Edition, AIAA, (2006)
- 5) 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎: 低Re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)
- 6) 岡本正人: 小型模型飛行機のための翼型特性Ⅲ, 第12回スカイスポーツシンポジウム講演集, 日本航空宇宙学会, pp.17~pp.20, (2006)
  - 7) Anderson, J. D.: Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, (1984)
  - 8) 山名正夫, 中口 博: 飛行機設計論, 養賢堂, (1985)
  - 9) Polhamus, E. C.: Application of the Leading-Edge Suction Analogy of Vortex Lift to the Drag Due to Lift of Sharp-Edge Delta Wings, NASA TN D-4739, (1968)
  - 10) Azuma, A., Okamoto, M.: Theoretical Study on Two Dimensional Aerodynamic Characteristics of Unsteady Wings, J. Theor. Biol., Vol.234, pp.67-78, (2005)