低レイノルズ数流れにおける矩形平板翼の空力特性^{*1}

Aerodynamic Characteristics of Rectangular Flat Plate Wings in Low Reynolds Number Flows

溝 口 誠^{*2}・山 口 裕^{*2}
Makoto MIZOGUCHI and Yutaka YAMAGUCHI

Key Words: Low Reynolds Number Flow, Low Aspect Ratio Wing, Aerodynamic Characteristics, Rectangular Wing

Abstract: The effect of aspect ratio (AR) on the aerodynamic characteristics of rectangular wings is investigated. Reynolds numbers considered are 7.6×10^4 and 5.2×10^4 . Experimental results are compared with analytical ones obtained from Lamar's method. It is shown that the aspect ratio of wings affects the stall characteristics when $AR \leq 2.0$. The aspect ratio also has an effect on the lift slope if $AR \leq 1.5$. Furthermore, maximum lift coefficients increase when $AR \leq 1.0$. Comparisons show that the variations of aerodynamic characteristics are caused by tip vortices. It is also considered that the position of the center of pressure is varied with the angle of attack because of the effects of the laminar separation bubble and tip vortices on wing surfaces.

1. 序 論

MAV や火星探査用無人航空機は、レイノルズ数 Re が 10^4 から 10^5 程度の低レイノルズ数流れを飛行する。そのため、レイノルズ数の低い流れにおける翼特性の理解は、機体の開発や制御にとって大変重要である。また、機体の小型化や輸送の観点から、小型無人機にはアスペクト比 AR が小さな翼が用いられることも多い¹⁾。

低レイノルズ数流れにおける翼厚比の大きな翼型の空力性能は、レイノルズ数が 10^5 程度に低下すると悪化することが知られている^{2,3)}。さらにレイノルズ数が 10^4 の領域になると、空力特性が非線形になることも報告されている^{4,5)}。一方、翼厚比の小さな翼の空力特性は、レイノルズ数 10^4 の領域においても線形的であり、レイノルズ数依存性は比較的小さいことが示されている^{6,7)}。Anyoji ら⁸⁾ は火星大気を模擬した風洞を用いて、レイノルズ数 10^3 から 10^4 の領域における翼型空力特性を実験的に調べている。この研究からは、薄い平板翼の空力特性は低レイノルズ数領域においても線形的であるが、翼面上の層流剝離泡が翼の圧力分布や空力特性に影響を及ぼしていることが示されている。

このような低レイノルズ数流れについて、Pelletier と Mueller⁹⁾ は、アスペクト比 1.0 から 6.0 の矩形翼空力特性を半載模型を用いて実験的に調べている。後に Torres と Mueller¹⁰⁾ は研究を進め、レイノルズ数 10^5 の領域においてアスペクト比や翼平面形が翼の空力特性に及ぼす影響について詳細な研究を行った。Torres らによると、アスペク

ト比が 1.5 以上の場合、翼平面形の空力特性への影響は小さい。しかし、アスペクト比が 1.5 より小さくなると、最大揚力係数や最大揚力係数が得られる迎え角が高アスペクト比の翼と比べて大きくなり、翼平面形による空力特性の差異も現れることが示されている。しかし、レイノルズ数 10^4 の領域においては、アスペクト比が空力特性に及ぼす影響は明らかにされていない。

そこで本研究ではレイノルズ数 10^4 の領域において、矩形平板翼の空力特性を実験的に調べた。まず、アスペクト比 3.0 から 0.5 の翼模型を用いて低レイノルズ数領域における空力特性を取得し、アスペクト比の影響を明らかにした。次に、実験と解析結果の比較から、失速特性、揚力傾斜や風圧中心位置などに対するアスペクト比の影響の大きさとその原因について考察を行った。

2. 実験装置および実験方法

本研究で用いた風試模型は、翼平面形が矩形の平板翼である。風試模型のアスペクト比は 3.0, 2.0, 1.5, 1.0 および 0.5 とした。風試模型の翼型は厚さ $t = 3 \text{ mm}$ 、翼弦長 $c = 90 \text{ mm}$ の対称翼型であり、前縁は半径 1.5 mm の半円形状に加工している。また、翼の後縁と翼端は翼面に対して 90° となるように加工した。アスペクト比 1.0 については翼厚比の影響を観察するために、翼弦長 60 mm と 45 mm、翼厚比 0.050 および 0.067 の風試模型も用いた。

風試模型に働く空気力は、三分力天秤を用いて測定を行った。本研究で用いた天秤の概要を第 1 図に示す。模型を支える支柱は片持ち梁になっている。三分力天秤では、模型に負荷される法線力、接線力およびピッチングモーメントをこの支柱によって測定ユニットに伝え、測定ユニット内の複数のロードセルによって測定を行っている。風試模型

^{*1} © 2012 日本航空宇宙学会

平成 23 年 10 月 26 日、第 49 回飛行機シンポジウムにおいて一部発表。平成 23 年 8 月 31 日原稿受付

^{*2} 防衛大学校システム工学群航空宇宙工学科

第1図 風洞天秤の概要

第2図 風洞と測定システムの概略図 (上面図)

は翼下面側, 1/4 翼弦長位置で天秤に取り付けられる。風試模型の揚力係数 C_L , 抵抗係数 C_D およびピッチングモーメント係数 C_M は, 天秤の測定結果から得られる法線力などから求められる。ここでピッチングモーメント係数は, 風試模型の 1/4 翼弦長位置で評価を行った。風試模型の迎え角 α は, サーボモータを用いて約 1° ずつ調整した。この角度の測定には, サーボモータと同じ回転軸に設置したロタリーエンコーダを用いた。迎え角と空気力の測定は 5 秒間行い, 500 点の実験データを取得した。測定を行う迎え角は, 模型に働く空気力が天秤の定格容量に収まるように, -10° から 50° の範囲で実験ごとに調整を行った。

風洞試験は, 防衛大学校に設置されている吹放式風洞で行った。風洞と測定系の概略図を第2図に示す。この風洞の縮流筒絞り比は 9, 吹出口の大きさは $600 \times 600 \text{ mm}^2$ の正方形である。模型はこの吹出口から 350 mm 下流側に設置した。実験時のレイノルズ数は 7.6×10^4 および 5.2×10^4 とした。ここでレイノルズ数の代表長は翼弦長としている。気流の動圧は風洞吹出口に設置したピトー静圧管とゲッチング型マノメータを用いて測定した。

風試模型は実験開始時に, 測定を行う最小の迎え角に調整される。空気力と迎え角の測定は気流静定後に, 迎え角を 1° ずつ増やしながら行った。測定を行う最大の迎え角に達した後は, 迎え角を 1° ずつ減らしながら再度測定を行った。実験は各模型について複数回行い, 平均処理をし

て測定結果の評価を行った。また, 風試模型を取り外した状態で測定を行い, 支柱抵抗の影響を考慮した。なお, 本研究の結果に対して, 支柱干渉抵抗の影響は十分無視できるほどに小さい。測定した実験結果には風洞境界の修正¹¹⁾を行って, 気流境界の影響を考慮した。また, 風試模型の迎え角には気流上向き角¹¹⁾や風洞境界修正の他に, 模型と天秤回転軸との取り付け角度差も考慮した。

実験結果の空力係数や迎え角について, 信頼水準を 95% として不確かさ解析を行った¹²⁾。迎え角の不確かさは $\pm 0.5^\circ$ 程度であった。本研究の実験では, 空力係数の不確かさはレイノルズ数が小さいほど大きい。迎え角がある程度大きい場合, レイノルズ数 7.6×10^4 の条件における揚力係数および抵抗係数の不確かさは 5% 以下, ピッチングモーメント係数の不確かさは 6% から 10% 程度であった。また, レイノルズ数 5.2×10^4 の条件における不確かさは, 揚力係数および抵抗係数が 7% 以下, ピッチングモーメント係数は少し大きく 15% 程度と見積もられた。

3. 解析方法

本研究では実験で得られた揚力係数や抵抗係数について, Lamar の方法を用いて解析と考察を行った。Lamar¹³⁾ は低アスペクト比翼の空気力を, ポテンシャル理論から求められるポテンシャル成分と前縁や翼端で形成される渦による渦揚力成分にわけて考え, 解析する方法を提案している。Lamar によると, 翼の揚力係数は次の式で与えられる。

$$C_L = K_p \sin \alpha \cos^2 \alpha + K_v \cos \alpha \sin^2 \alpha \quad (1)$$

また, 抵抗係数は次の式で与えられる。

$$C_D = C_{D0} + K_p \sin^2 \alpha \cos \alpha + K_v \sin^3 \alpha \quad (2)$$

ここで C_{D0} は最小抵抗係数であり, K_p および K_v は翼の形状やアスペクト比に依存する係数である。Lamar によると, 非圧縮性流れにおける K_v は π の 10% 以内になるとされている。本研究では後に述べるように, K_p および K_v は実験結果から重回帰分析によって推定を行った。また, 次式を用いて実験で得られた抵抗係数を近似し, 抵抗係数に対するアスペクト比の影響を考察した。

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (3)$$

Prandtl の揚力線理論によれば, アスペクト比による揚力傾斜の変化は次の式で与えられる¹⁴⁾。

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{a_0}{1 + (a_0/\pi AR)(1 + \tau)} \quad (4)$$

ここで τ は翼平面形などに依存する係数であり, a_0 は二次元翼型の揚力傾斜である。本研究では $a_0 = 2\pi$ として実験値との比較を行った。また, Hoerner ら³⁾ は比較的レイノルズ数の高い領域における実験値をもとに, 矩形翼の揚力傾斜について次の近似式を与えている。

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = (10 + 8/AR^2 + 20/AR)^{-1} \left(\frac{360}{2\pi} \right) \quad (5)$$

実験結果から揚力傾斜を評価する場合、例えば Sunada ら⁷⁾ や Pelletier ら⁹⁾ は、小さな迎え角の範囲で揚力係数を線形近似し、その傾きとして揚力傾斜を求めている。しかし、この方法では小さな迎え角で非線形性が強い翼の場合、近似に用いる迎え角の範囲によって揚力傾斜が変化してしまう。そのため Mueller ら¹⁾ が述べているように、低アスペクト比翼では揚力傾斜の定義や評価が困難になる。そこで本研究では、Lamar の方法を利用して揚力傾斜を評価する方法を提案し、実験との比較を行う。(1) 式を迎え角で微分すると、迎え角 0° の揚力傾斜として次の式が得られる。

$$\left. \frac{dC_L}{d\alpha} \right|_{\alpha=0} = K_p \quad (6)$$

したがって、実験値より推定したパラメータ K_p の値は、迎え角 0° における揚力傾斜を表している。

Torres ら¹⁰⁾ はピッチングモーメントと法線力から風圧中心の位置を求めている。本研究でも Torres らの方法を用いて、翼の風圧中心位置について解析と考察を行った。

4. 結果と考察

4.1 実験結果 第3図から第7図に、風洞実験で得られたアスペクト比 3.0, 2.0, 1.5, 1.0 および 0.5 の矩形翼空力特性を示す。風試模型の翼厚比は 0.033 である。アスペクト比が 1.5 以下については、レイノルズ数 7.6×10^4 の条件における結果を示している。また、アスペクト比 2.0 以上の場合、レイノルズ数が大きい条件では測定可能な範囲が制限されたため、レイノルズ数 5.2×10^4 の実験結果を示している。

アスペクト比が 3.0 の場合、翼の空力特性は小さな迎え角で線形的であることが第3図よりわかる。揚力係数は迎え角 8° 付近まで迎え角に比例している。さらに大きな迎え角では揚力係数の増加が緩やかになり、迎え角が 18° を超えると揚力係数はほぼ一定となっている。抵抗係数は迎え角の増加に対して単調に増加している。ピッチングモーメント係数は迎え角が 0° から 5° の範囲でわずかに増加し、迎え角が 5° を超えると減少している。また、大きな迎え角でのピッチングモーメント係数は、揚力係数と同様

にはほぼ一定値を示している。このような空力係数の迎え角に対する変化は、アスペクト比がより大きい平板翼の実験結果^{2), 6), 7)} や二次元翼型の測定結果⁸⁾ と定性的に一致している。このため、アスペクト比 3.0 の矩形翼に対するアスペクト比の影響は小さく、空力特性は翼型特性に依存していると考えられる。また、第3図からは、レイノルズ数 10^4 の領域における翼厚比 0.033 の平板翼は、レイノルズ数の低さに起因する揚力特性の非線形性を示さないことがわかる。

アスペクト比が 2.0 の場合、第4図に示すように迎え角 10° 付近まで揚力傾斜はほぼ一定である。迎え角が 10° を超えると揚力係数の増加は緩やかになり、最大揚力係数は迎え角 19° 付近で得られている。さらに大きな迎え角では、揚力係数はアスペクト比 3.0 の場合と同じ値に減少している。抵抗係数は迎え角に対して増加を続けるが、最大揚力係数付近の迎え角で、増加率が緩やかになっている。ピッチングモーメント係数はアスペクト比 3.0 の場合と同じように迎え角 5° 付近から減少を始め、揚力係数が最大値に達すると、わずかに増加した後にはほぼ一定値を示した。このように、アスペクト比が 2.0 になると、最大揚力係数が得られる迎え角付近で特性に変化が観察された。

第5図に示したアスペクト比が 1.5 の場合、最大揚力係数は迎え角 22° 付近で得られており、この迎え角まで揚力

第4図 矩形翼の空力特性 ($AR = 2.0$, $Re = 5.2 \times 10^4$)

第3図 矩形翼の空力特性 ($AR = 3.0$, $Re = 5.2 \times 10^4$)

第5図 矩形翼の空力特性 ($AR = 1.5$, $Re = 7.6 \times 10^4$)

第6図 矩形翼の空力特性 ($AR = 1.0$, $Re = 7.6 \times 10^4$) 第7図 矩形翼の空力特性 ($AR = 0.5$, $Re = 7.6 \times 10^4$)

は増加を続けている。ただし、揚力傾斜は迎え角 7° 付近で変化している。最大揚力係数到達後の各空力係数の変化は、アスペクト比 2.0 の場合と定性的には変わらない。

アスペクト比が 1.0 の場合、第 6 図に示すように揚力係数は迎え角 20° 付近まで増加を続ける。また、迎え角 20° 以降では揚力傾斜が少し減少している。さらに迎え角が大きくなると、翼は迎え角 39° 付近で失速し、急激な揚力係数の減少が観察された。一方、迎え角を減らしながら測定を行った結果からは、流れの再付着が迎え角 35° で発生していることがわかる。このようにアスペクト比 1.0 の矩形翼では、失速角付近でヒステリシスが発生している。失速時のヒステリシスは翼厚比を変えた場合も、アスペクト比 1.0 の風試模型で観察された。抵抗係数は失速時に一度大きく減少し、さらに大きな迎え角では再度緩やかに増加している。ピッチングモーメント係数も失速前後で不連続な変化を示し、失速後はほぼ一定になっている。また、このアスペクト比の矩形翼では、ピッチングモーメント係数の減少は迎え角 10° 付近から発生している。

アスペクト比が 0.5 の場合は第 7 図に示すように、小さな迎え角でも揚力傾斜が迎え角に強く依存している。また、このアスペクト比の翼の失速特性はアスペクト比 1.0 の翼と比べて穏やかであり、失速時のヒステリシスも観察されない。抵抗係数は迎え角の増加に対して増加を続けている。失速後の抵抗の増加は少し緩やかになるが、アスペクト比 1.0 の場合のような、失速時の抵抗係数の減少は生じていない。ピッチングモーメント係数の迎え角に対する変化は、低い迎え角では定性的にアスペクト比 1.0 と一致している。また、アスペクト比が 0.5 の場合は、失速後もピッチングモーメント係数が減少を続けていることが第 7 図からわかる。これらの特性の変化は、流れの構造がアスペクト比 1.0 以上の場合と大きく異なることを示唆している。

第 8 図に、最大揚力係数のアスペクト比による変化を示す。レイノルズ数が大きい場合、最大揚力係数はわずかに大きくなるが第 8 図からわかる。これはレイノルズ数が大きい方が流れの剥離が遅れることが原因と考えられる。また、本研究で用いた矩形翼では、アスペクト比 1.0 と 1.5

第8図 最大揚力係数の比較

の間で最大揚力係数が大きく増加することがわかる。

ここまで述べたようなアスペクト比が空力特性に及ぼす影響の大きさや傾向は、Torres ら¹⁰⁾ が翼厚比 0.0196 の矩形翼について行ったレイノルズ数 10^5 の領域における実験結果と、ヒステリシスの発生を除いてほぼ一致した。したがって、レイノルズ数 10^4 から 10^5 の領域における翼空力特性に対してアスペクト比が及ぼす影響は、レイノルズ数に依存せず同じ程度であることが明らかになった。

4.2 解析結果との比較 本研究では、先に示した Lamar の方法を用いた解析を行い、実験との比較と考察を行った。Lamar が拡張したデルタ翼に関する Polhamus の理論¹⁵⁾ では、翼が十分に薄く前縁が鋭いことを想定している。そこで本研究ではまず、翼厚比がパラメータ K_p および K_v に及ぼす影響を重回帰分析を用いて調べた。ここで、Lamar の方法は流れや渦の剥離を想定していない。そのため重回帰分析に用いた実験値の範囲は、アスペクト比が 1.0 以下の場合には迎え角 20° までとし、アスペクト比が 1.5 以上の場合は、揚力傾斜が減少するまでの迎え角とした。第 9 図にアスペクト比が 1.0 の風試模型について、パラメータ K_p および K_v の推定結果を示す。第 9 図には Torres ら¹⁰⁾ によるアスペクト比 1.0 の矩形翼の推定値も、比較のために

第9図 K_p および K_v に対する翼厚比の影響¹⁰⁾ 第11図 Lamar の方法との比較 ($AR = 3.0, Re = 5.2 \times 10^4$)

第10図 揚力傾斜

第12図 Lamar の方法との比較 ($AR = 1.5, Re = 7.6 \times 10^4$)

示している。なお、Torres らは $K_v = \pi$ と近似して解析を行っている。第9図から K_p は翼厚比に依存せず、ほぼ一定であることがわかる。また、本研究における K_p の推定結果は、Torres らの推定値とほぼ一致している。一方、渦揚力の影響を表すパラメータ K_v は、翼厚比が大きいほど小さくなることが第9図からわかる。これは、翼厚比が小さいほど翼端渦が強くなるためである。本研究の結果からは翼厚比が0.030程度を超えると、 K_v の翼厚比に対する依存性を考慮する必要があることがわかる。

第10図に迎え角 0° における揚力傾斜のアスペクト比による変化を示す。第10図には迎え角 0° から 5° の範囲で揚力係数と迎え角の関係を線形近似して求めた値と、(6)式から求めた値を比較して示している。先に述べたようにアスペクト比が大きい場合は、揚力傾斜が減少する迎え角まで、揚力は線形的である。第10図では、アスペクト比が2.0以上の場合に線形近似によって求めた揚力傾斜と、(6)式から求めた揚力傾斜はよく一致している。このことから Lamar の方法を利用した揚力傾斜の評価は、線形的な揚力特性を有する翼に対して有効であることがわかる。一方、アスペクト比が小さい場合には評価方法によって揚力傾斜に差が生じている。先に述べたように、アスペクト比が小さい翼ほど揚力の非線形性が強い。そのため、線形近似によって

評価された揚力傾斜は、近似に用いる迎え角の範囲に強く依存する。一方、本研究で提案した方法では、揚力傾斜が減少するまでのより広い迎え角の範囲を近似に利用する。このため近似範囲に対する揚力傾斜の依存性が小さく、より適切に揚力傾斜を評価できると考えられる。第10図からは、レイノルズ数 10^4 の領域における矩形平板翼の揚力傾斜は、アスペクト比が小さい場合、高レイノルズ数流れの揚力傾斜を近似する Hoerner の式に近づくことがわかる。また、アスペクト比が大きい場合は、 τ を0.2とした揚力線理論の式が実験値をよく近似していることもわかる。

第11図から第13図に、実験結果と Lamar の方法から求められた解析結果を比較して示す。それぞれの図には Lamar の方法から求められる揚力係数のポテンシャル成分 C_{Lp} と、 τ を0.2として Prandtl の揚力線理論から求めた揚力係数を比較のために示している。アスペクト比が3.0の場合（第11図）、Lamar の方法による解析から、迎え角 10° 以下の揚力はほぼポテンシャル成分であることがわかる。また、この解析結果や実験値は、揚力線理論から求められた揚力係数とも、迎え角が 10° 以下でよく一致している。抵抗係数についても、Lamar の方法は失速が始まるまでの実験結果をよく模擬している。Lamar の方法による全揚力とポテンシャル揚力の差は、翼端渦の影響の大きさを表している。

第13図 Lamarの方法との比較 ($AR = 1.0$, $Re = 7.6 \times 10^4$)

第14図 最大揚力時の迎え角, 失速角と渦揚力の影響

したがってアスペクト比 3.0 の場合, 渦揚力による影響は無視できるほど小さいことがわかる。

アスペクト比が 1.5 の場合 (第 12 図), Lamar の方法は最大揚力係数が得られる迎え角近くまで, 実験結果をよく模擬できていることがわかる。また, このアスペクト比では迎え角 7° 付近から, 揚力係数が揚力線理論から求められる値よりも大きくなる。第 12 図からわかるように, 迎え角が大きいくほど渦揚力の全体に対する割合は増加する。この渦揚力が揚力傾斜を大きくしていると考えられる。迎え角が小さい場合は渦揚力の寄与も小さいため, 揚力傾斜の変化も小さい。また, 翼端渦による空気力は, 渦の負圧領域によって生じている。失速後の揚力と抵抗の減少は, この翼端渦の崩壊に起因すると考えられる。

アスペクト比が 1.0 の場合 (第 13 図), Lamar の方法によって推定される揚力係数は迎え角 20° 付近まで実験結果とよく一致している。揚力係数は迎え角が 5° 付近から揚力線理論による値よりも大きい。これは先と同様に渦揚力の影響と考えられる。また, 失速後の揚力係数や抵抗係数の減少は, アスペクト比 1.5 の場合と同じように, 失速によって渦による空気力の寄与が失われたためと考えられる。したがって, 失速時のヒステリシスの発生も, 翼端渦の挙動と関係していると考えられる。

第 14 図に, レイノルズ数 5.2×10^4 の条件で最大揚力係数が得られたときの迎え角 $\alpha_{\max}$ と α_{vor} および α_{stall} をアスペクト比ごとに比較して示す。ここで α_{vor} は渦揚力の影響が現れ始める迎え角の目安として, 渦揚力が揚力全体の 10% を超過した角度と定義する。また, 本研究では失速角 α_{stall} を, Lamar の式から得られる解析解と実験値との差が 10% を超えた角度として定義する。アスペクト比 3.0 では, 有意な差で $\alpha_{\max}$ を定義できなかった。しかしその角度は第 3 図から, 18° 以上であることがわかる。そのため先に述べた最大揚力係数と同様に, $\alpha_{\max}$ もアスペクト比 1.0 と 1.5 の間で大きく変化することが, 第 14 図からわかる。また, 失速角はアスペクト比が小さいほど大きい。

アスペクト比 3.0 の場合, 揚力に対する渦揚力の影響は非常に小さく, α_{vor} も定義できない。アスペクト比が 2.0

第15図 K に対するアスペクト比の影響 ($Re = 7.6 \times 10^4$)

付近になると, 失速角と α_{vor} が近づいている。そのため先に第 4 図で示したように, 渦揚力の影響はまず失速特性に現れると考えられる。さらにアスペクト比が小さくなると α_{vor} も小さくなるため, 渦揚力の影響は失速前の低い迎え角から現れ始める。このためアスペクト比が 1.5 以下の翼では, 失速特性だけではなく揚力傾斜も渦の影響を受け, 揚力特性が非線形性を示すと考えられる。また, アスペクト比 1.0 以下での最大揚力係数や失速角の大きな増加は, 渦揚力の寄与の大きさに起因すると考えられる。このように第 14 図からは, アスペクト比が小さいほど渦揚力の影響が現れる迎え角が小さくなることが明らかになった。

第 15 図に (3) 式の係数 K とアスペクト比の関係を示す。揚力による抵抗の増加はアスペクト比が小さいほど大きいことがわかる。この傾向は Torres ら¹⁰⁾ の報告ともよく一致した。また, 係数 K に対するレイノルズ数依存性は本研究の結果からは観察されなかった。なお, アスペクト比による C_{D0} の変化は不確かさの範囲内であった。

第 16 図に風圧中心位置の推定結果を示す。ここで h_{cp} は翼弦長で無次元化した前縁から風圧中心までの距離である。アスペクト比 0.5 から 2.0 の条件における風圧中心の推定にはレイノルズ数 7.6×10^4 の実験結果を用いた。また,

第16図 風圧中心位置の変化

アスペクト比が3.0の場合は、レイノルズ数 5.2×10^4 の実験結果を用いた。第16図よりアスペクト比が1.5以上の場合、小さな迎え角での風圧中心は1/4翼弦長より前縁に近い位置にあることがわかる。迎え角が大きくなると、風圧中心は後縁側へ移動している。一方、アスペクト比が1.0以下で迎え角が小さい場合の風圧中心は1/4翼弦長付近である。また、迎え角に対する風圧中心の移動は、アスペクト比が小さいほど緩やかである。これらのことから、レイノルズ数 10^4 の領域における平板翼の風圧中心は、迎え角に対して変化することがわかる。Anyoji ら⁸⁾によると、低レイノルズ数流れにおける平板翼型には迎え角が小さい場合でも、前縁付近に層流剝離泡が形成されている。アスペクト比が比較的大きい場合、風圧中心やピッチングモーメント係数の迎え角依存性は、この層流剝離泡の挙動に影響を受けていると考えられる。また、先に第14図で述べたように、アスペクト比が小さいほど翼端渦の影響が大きくなる。このため低アスペクト比の場合、風圧中心の迎え角依存性が第16図のように変化すると考えられる。

5. 結 論

本研究では、レイノルズ数 10^4 程度の低レイノルズ数流れにおいて、アスペクト比が矩形平板翼の特性に及ぼす影響を実験的に調べた。本研究から得られた知見は、次のようにまとめられる。

1) 矩形平板翼の失速特性に対するアスペクト比の影響は、アスペクト比が2.0以下で観察された。また、揚力傾斜に対するアスペクト比の影響は、アスペクト比1.5以下で現れた。さらにアスペクト比が1.0以下になると、最大揚力係数や最大揚力係数が得られる迎え角が大きく増加した。

2) アスペクト比1.0の場合、本研究で扱った翼厚比0.033

から0.067の矩形平板翼では、失速時にヒステリシスが発生する。

3) 渦揚力の影響は、翼厚比が小さいほど大きい。

4) 翼の揚力傾斜について、Lamarの方法を用いた評価方法を提案した。この方法によって揚力係数が非線形な翼についても、適切な揚力傾斜の評価が可能になった。

5) アスペクト比が空力特性に及ぼす影響は、アスペクト比が小さいほど小さな迎え角から現れる。これは翼端渦による渦揚力の影響であると考えられる。

6) 低レイノルズ数流れにおける平板翼の風圧中心は、迎え角に対して変化することを示した。

参 考 文 献

- 1) Mueller, T. J., Kellogg, J. C., Ifju, P. G. and Shkarayev, S. V.: Introduction to the Design of Fixed-Wing Micro Air Vehicles Including Three Case Studies, AIAA, Reston, 2006, pp. 1-107.
- 2) Schmitz, F. W.: Aerodynamics of the Model Airplane. Part 1. Airfoil Measurements, RSIC-721, 1967.
- 3) Hoerner, S. F. and Borst, H. V.: Fluid-Dynamic Lift, 2nd ed., Published by Hoerner, L. A., 1985, pp. 2-17, 17-3.
- 4) Mueller, T. J. and Batill, S. M.: Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers, AIAA J., **20** (1982), pp. 457-463.
- 5) 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, **55** (2007), pp. 439-445.
- 6) Okamoto, M., Yasuda, K. and Azuma, A.: Aerodynamic Characteristics of the Wings and Body of a Dragonfly, J. Exp. Biol., **199** (1996), pp. 281-294.
- 7) Sunada, S., Yasuda, T., Yasuda, K. and Kawachi, K.: Comparison of Wing Characteristics at an Ultralow Reynolds Number, J. Aircraft, **39** (2002), pp. 331-338.
- 8) Anyoji, M., Nose, K., Ida, S., Numata, D., Nagai, H. and Asai, K.: Low Reynolds Number Airfoil Testing in a Mars Wind Tunnel, AIAA Paper 2010-4627, 2010.
- 9) Pelletier, A. and Mueller, T. J.: Low Reynolds Number Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio, Thin/Flat/Cambered-Plate Wings, J. Aircraft, **37** (2000), pp. 825-832.
- 10) Torres, G. E. and Mueller, T. J.: Low-Aspect-Ratio Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers, AIAA J., **42** (2004), pp. 865-873.
- 11) Barlow, J. B., Rae, Jr., W. H. and Pope, A.: Low-Speed Wind Tunnel Testing, 3rd ed., John Wiley & Sons, New York, 1999, pp. 264-288, 367-427.
- 12) Coleman, G. W. and Steele, W. G.: Engineering Application of Experimental Uncertainty Analysis, AIAA J., **33** (1995), pp. 1888-1896.
- 13) Lamar, J. E.: Extension of Leading-Edge-Suction Analogy to Wings with Separated Flow around the Side Edges at Subsonic Speeds, NASA TR R-428, 1974.
- 14) Anderson, Jr., J. D.: Fundamentals of Aerodynamics, 5th ed., McGraw-Hill, New York, 2011, pp. 424-463.
- 15) Polhamus, E. C.: Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy, J. Aircraft, **8** (1971), pp. 193-199.