論文 CONTRIBUTED PAPERS

固定壁測定部内の二次元翼模型に対する迎角の修正*¹ A Correction of the Angle of Incidence for a Two-dimensional Wing Model in the Closed Test Section

安 部 建 一*²
Kenichi ABE

Key Words: Aerodynamics, Aerodynamic Characteristics, Wings and
Aerofoil Sections, Wind Tunnel Testing

Abstract

In the low-speed wind tunnel testing for a two-dimensional wing model, a correction to the angle of incidence is considered due to the non-uniform spanwise distribution of lift. This phenomenon is concerned with the change of the effective angle of incidence, which results from the interference between the wing tip and the tunnel wall perpendicular to the wing span. Since the change of the effective angle of incidence is connected with the induced drag according to the lifting-line wing theory, the change of the effective angle of incidence may be estimated if the induced drag could be determined by experiment. In this study, the induced drag is obtained by the difference between the total drag measured by the wind tunnel balance and the profile drag determined by the wake measurements. The result with this correction to the angle of incidence is in good agreement with reliable experimental data.

1. は じ め に

風洞実験においては、ある限られた大きさの流れの中に模型を置いて測定を行う。そのため測定の結果を無限に広い空間の場合に適用できるようにするには、風洞境界（測定部壁）の影響の修正を測定の結果に施さねばならないし、また修正が正しく行われるように、模型の大きさを決めることが肝要である。レイノルズ数を増すためには模型をできるだけ大きくしたいが、測定部幅に対する模型の幅の割合、または測定部断面積に対する模型正面面積の割合、つまり阻塞比が大きくなると、一般に修正が困難になるものと考えら

れ、これらの割合をある限度以下に抑える必要があるといわれてきた。境界修正には翼模型のように揚力が大きい場合の揚力に基づく迎角修正と、阻塞比が大きい場合の抵抗修正の二つが重要な課題のように考えられる。

この論文においては揚力がある場合について、翼幅が測定部幅よりわずかに小さい二次元翼模型による実験を行い、これに境界修正を施すことについて調べた結果を報告する。

2. 研 究 の 目 的

二次元模型は翼断面やその他のいろいろな物体の断面形について、その二次元的性質を解明するのに用いられるが、流れの二次元的性を保つために、模型を測定部壁面いっばいに密着させたり、または大きい端板をつけたりして実験を行う。とくに力やモーメントを天秤で測る場合、模型中央部を測定に用い、両側にダミーを取り付ける方法などが試みられているが、本実験では簡単のために、翼幅が測定部幅よりわずかに小さい矩形翼を使用することにした。ただそうすると、翼端と測定部壁の間にわずかの隙間ができ、翼幅方向の揚力分布が完全に一様にならず、翼端近くで中央部より小さくなるので、吹きおろしによる誘導抵抗を生ずることを考慮せねばならない。また翼端が測定部壁面に密着しているような場合でも、固定壁の境界層のために誘導抵抗を生ずることは同様である。そこで以上のことを考慮して、本研究では三次元翼の揚力線翼理論を考えることにした。いま、揚力の分布が楕円分布の場合、揚力係数を C_L' 、縦横比を A で表すと、誘導抵抗係数 C_{Di}' は

$$C_{Di}' = \frac{C_L'^2}{\pi A}, \quad (1)$$

*¹ 昭和 59 年 10 月 11 日原稿受理

*² 日本大学理工学部

誘導迎角 α_i は

$$\alpha_i = \frac{C_L'}{\pi A} \quad (2)$$

で表される。ここでダッシュは未修正係数値を表す。

(1)式および(2)式から、 A を消去すると、

$$\alpha_i = \frac{C_{Di}'}{C_L'^2} C_L' \quad (3)$$

となる。本研究では、模型は楕円翼ではないため、翼幅方向の揚力分布も楕円分布ではなく、(1)式や(2)式の関係は厳密には成り立たないが、それから縦横比を消去した形の(3)式は、少なくとも近似的に適用されるものと仮定してよいであろう。これより誘導抵抗係数 C_{Di}' ならびに揚力係数 C_L' を求めることによって、迎角の修正を知りうることになる。式中 C_{Di}' は模型に働く抵抗を天秤で測り、一方、模型の伴流速度を測定しそれより運動量の変化を求めて断面抵抗を定め、両者の差から誘導抵抗を推定することができる。したがって迎角修正を $\Delta_2 \alpha = -\alpha_i$ と記すと(3)式は

$$\Delta_2 \alpha = -KC_L' \quad (4)$$

となる。ここで $K = C_{Di}'/C_L'^2$ である。

もちろんこのほかに、測定部の中に模型が置かれているために、無限空間のそれに比べて模型まわりの有効速度が増す阻塞効果が作用する。これに対しては、模型を湧き出しや渦などで置き換え、その鏡像の影響から計算する方法が用いられている。今回の実験では、翼模型の厚さと測定部高さの割合はそれほど大きくなく、阻塞修正はあまり重要でない。そこで本研究では、従来知られている二次元の迎角の修正¹⁾に加えて、新たに(4)式の $\Delta_2 \alpha$ を導入し、それをふまえた揚力係数 C_L 、抵抗係数 C_D および縦揺れモーメント係数 C_m の修正を行った。すなわち

$$\alpha = \alpha' + \Delta_1 \alpha + \Delta_2 \alpha \quad (5)$$

である。また C_L 、 C_D および C_m は Allen & Vincenti の修正式を用いる。

$$C_L = C_L' (1 - 2\varepsilon_1 - 2\varepsilon_2 - \sigma) \quad (6)$$

$$C_D = C_D' (1 - 3\varepsilon_1 - 2\varepsilon_2) \quad (7)$$

$$C_m = C_m' (1 - 2\varepsilon_1 - 2\varepsilon_2) + \frac{1}{4} \sigma C_L' \quad (8)$$

ここで $\Delta_1 \alpha = (\pi/96)(c/H)^2(C_L' + 4C_m')$ 、 $\varepsilon_1 = (\pi^2/12)(\lambda t^2/H^2)$ 、 $\varepsilon_2 = (1/4)(c/H)C_D'$ 、 $\sigma = (\pi^2/48)(c/H)^2$ 、 c は翼弦長、 t は最大翼厚、 H は測定部高さ、 λ は模型の断面形で決まる値である。本実験では $c = 0.8$ m、 $t = 0.096$ m、 $H = 2$ m、 $\lambda = 4.1$ であるから、 $\Delta_1 \alpha = 0.00524(C_L' + 4C_m')$ 、 $\varepsilon_1 = 0.0078$ 、 $\varepsilon_2 = 0.1C_D'$ 、 $\sigma = 0.0329$ である。そこで本研究では、すでに述べたように風路幅よりわずかに小さい翼幅の翼模型の誘導抵抗を求め、従来知られている二次元の迎角修正に加

えた(5)式により求められる C_L 、 C_D および C_m が一般的に承認されたデータと一致するかどうかを確認することにあら。

3. 実験装置および実験方法

3.1 風洞 実験に用いられた風洞は、日本大学理工学研究所の大型低速風洞(第1図)である。この風洞は、出力最大 250 kW の N-S 型三相整流子電動機に直結の単段の軸流送風機により駆動された空気が循環する形式のもので、風速は回転数制御によって 2.5 m/s から 50 m/s まで任意に変化させることができる。送風機によって生じた風は平行筒を通り2カ所の変流板を経て集合筒に入る。ここで4枚の金網と1枚の整流格子を通過し、断面積で1/9に絞られて測定部に導かれる。測定部入口(第2図)は断面が2 m×2 mの正方形であり、今回使用した測定部は長さが5.3 mの固定壁測定部である。壁面の境界層が発達して、流れの方向に圧力勾配の生ずるのを避けるために、天井と床の壁面は風軸に平行であるが、左右の壁面には1/100の片側拡がり角が与えられている。この結果、風軸の方向に圧力はほぼ一定で、その変化は±0.5%以内、また測定部の断面内で風速は一樣で、その変化は±0.3%以内である。風洞固有の乱れ強さは、模型なしの状態では0.1%以下である。

3.2 3分力の測定 供試模型は断面形 NACA 4412 の矩形翼で、翼弦長 0.8 m、翼幅 1.98 m、翼厚

第1図 風洞平面図

第2図 測定部側面図

0.096 m の木製である。第2図に示すように、測定部入口から2.5 mの模型取付基準位置で支柱支持方式の6分力天秤に取り付けてある。主支柱の後にある副支柱を上下して迎角が変えられる。模型に作用する空気力は風軸方向の抵抗、それに直角の方向の揚力、および25%翼弦線まわりの縦揺れモーメントの3分力であり、この分力を検出するために、差動トランスとフィードバックコイルを用いた電磁力自動平衡式(零位法)天秤を用いた。天秤の出力は3台のX-Yプロッタに記録させた。

測定部入口の0.28 m上流の天井面に風速制御ならびに監視用としてJIS型ピトー静圧管が取り付けられている。試験風速は約20 m/sおよび26 m/sの2種類で、翼弦長に関するレイノルズ数は 1.0×10^6 および 1.3×10^6 である。

3.3 伴流測定による抵抗の決定 翼が様な流れの中に第3図のように置かれるものとし、翼より十分に離れた場所で流れの方向に垂直な二つの検査面を採る。十分に前方の検査面(0)において、速度成分および圧力は $U_0 = U_\infty$, $V_0 = 0$, $W_0 = 0$ および $p_0 = p_\infty$, 十分に後方の検査面(1)においてそれぞれ U_1 , V_1 , W_1 および p_1 であるとする。そうすると、それぞれの検査面における総圧は

$$\left. \begin{aligned} H_0 &= p_\infty + \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 \\ H_1 &= p_1 + \frac{1}{2} \rho (U_1^2 + V_1^2 + W_1^2) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

で与えられる。運動量の法則により、翼に働く抵抗 D は

$$D = \int_0 (p_\infty + \rho U_\infty^2) dS - \int_1 (p_1 + \rho U_1^2) dS \quad (10)$$

で与えられ、両式より

$$D = \int \{ (H_0 - H_1) + \frac{1}{2} \rho (U_\infty^2 - U_1^2) \} dS + \frac{1}{2} \rho \int (V_1^2 + W_1^2) dS \quad (11)$$

となる。この式の右辺第1項の被積分関数は、伴流の外側では0となるので、伴流の内部だけで積分をすればよい。しかし第2項はそのようなことにならず、伴流の外側の広い範囲にまでわたって積分を行わねばな

らない。翼の後方では、流れの方向に軸を持つ自由渦が存在し、自由渦によって生ずる速度成分の V や W は無視することができない。しかし十分に後方では、自由渦は V や W に寄与するだけで、流れ方向の速度成分 U には寄与をしない。そして(11)式の右辺第1項は、断面抵抗を表し、第2項は誘導抵抗を表すものと解釈することができる。それで伴流内での流れ方向の速度成分だけを測定して抵抗を定めることにすると、それは断面抵抗に相当し、誘導抵抗を含まない²⁾ことになる。この考えのもとに(10)式に戻り、しかも検査面が十分に後方であって、 $p_1 = p_\infty$ とみなすことができるとすれば

$$D = \rho \int_0 U_\infty^2 dS_0 - \rho \int_1 U_1^2 dS_1 \quad (12)$$

となる。ここで断面(1)での伴流内の流管を断面(0)までさかのぼって考えると、質量保存 $\rho U_\infty dS_0 = \rho U_1 dS_1$ が成り立つので、(12)式の代りに

$$D = \rho \int_{1w} U_1 (U_\infty - U_1) dS_1 \quad (13)$$

と書くことができる。ここで積分記号の添字 w は、積分が伴流内に限定されることを示す。この式によって、伴流の中で速度 U_1 を測れば、翼の断面抵抗を推定できることになるわけである。しかし断面(1)は翼からの距離が遠いので、速度欠損 $U_\infty - U_1$ はきわめて小さく、流れが完全に二次元に保たれないこともあり、結果を不正確にするおそれがある。そこで Jones の方法³⁾を用い、翼の後縁に近い断面(2)で測定を行うことにする。そこでは圧力は p_2 であって p_∞ まで回復していないが、翼から離れた流れはすでに混合を終わっており、この断面(2)と断面(1)の間の伴流においては、流管に沿って総圧の変化がなく、ベルヌーイの方程式

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho U_2^2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho U_1^2 = H \quad (14)$$

が成り立つ*と仮定できるものとする。 U_2 は断面(2)の伴流内の速度、 H は断面(1)と(2)の間で一定とみなされる総圧である。ここでまた質量保存の関係 $\rho U_2 dS_2 = \rho U_1 dS_1$ を用いると、抵抗は(13)式の代りに、断面(2)における積分(伴流内での積分)

$$D = \rho \int_{2w} U_2 (U_\infty - U_1) dS_2 \quad (15)$$

で表される。 $U_\infty = \sqrt{2(H - p_\infty)/\rho}$, $U_1 = \sqrt{2(H - p_\infty)/\rho}$, $U_2 = \sqrt{2(H - p_2)/\rho}$ を上式に代入する

第3図 伴流測定による抵抗の決定

* ここで速度成分 V および W を U に対して省略している。しかしここでは積分範囲は伴流内に限られ、(11)式の第2項のように広い領域にわたることがないので省略が許される。

と

$$D = \rho U_{\infty}^2 \int_{2w} \sqrt{\frac{H-p_2}{H_{\infty}-p_{\infty}}} \left[1 - \sqrt{\frac{H-p_{\infty}}{H_{\infty}-p_{\infty}}} \right] dS_2 \quad (16)$$

が得られる。また基準長さとして翼弦長 c を用い、無次元の抵抗係数 $C_D = D / (1/2) \rho U_{\infty}^2 c$ を定義し、断面(2)での微小面積 dS_2 を単位幅で考えると

$$C_D = 2 \int_{2w} \sqrt{\frac{H-p_2}{H_{\infty}-p_{\infty}}} \left[1 - \sqrt{\frac{H-p_{\infty}}{H_{\infty}-p_{\infty}}} \right] d\left(\frac{z_2}{c}\right) \quad (17)$$

と書くことができる。なお翼に揚力が働く場合には、 z を一様流れの方向に垂直でなく、伴流流れの平均の方向に垂直に採るのが望ましいとされるが、これは流れの傾きの測定を省きうるからである。

そこでこの方法によって断面抵抗を求めるため、第4図に示すように、翼模型の後縁より翼弦長の20%下流の位置に楕型ピトー管を取り付けた。楕型ピトー管と翼模型の相対位置が一定に保たれるように、迎角

第4図 伴流測定の方法

第5図 伴流測定のプロックダイアグラム

制御機構と同期させてある。楕型ピトー管の総圧管は0.025 mの間隔で25本、静圧管は約0.1 mの間隔で6本、計31本である。測定値を吟味するために、翼弦長の25%下流の位置にも取り付けられるようにしてあり、さらに測定点数を多くするために、 z 軸方向にわずかな位置調整ができるようになっている。これらの圧力はビニル管を経て、スクヤニバルブに入力され、その出力はA-D変換され、ミニコン(PANAFACOM U-1100)でデータ処理が行われる。そのときのブロックダイアグラムを第5図に示す。

4. 実験結果

伴流測定によって得られた速度分布を第6図、7図、8図および9図に示す。第6図は翼模型の後縁より翼弦長の20%下流で、レイノルズ数が 1.0×10^6 の場合の伴流内の速度分布である。横軸は伴流内の速度 U_2 を主流の速度 U_{∞} で無次元化したもの、縦軸は翼弦線から垂直に測った距離 z を翼厚 t で無次元化したものであり、迎角は零揚力角 -4.0° から 13.5° までの8通りである。速度欠損の最大値は迎角 1.6° で最小で、迎角の増加とともに最大欠損の位置が翼上面側に移動し、伴流の幅も大きくなっている。第7図は同じレイノルズ数で、後縁から25%弦長下流の伴流

第6図 伴流内の速度分布

第7図 伴流内の速度分布

第8図 伴流内の速度分布

第9図 伴流内の速度分布

内の速度分布を示す。第6図の20%弦長下流の場合と同様の傾向が見られるが、同じ迎角で比較すると、速度欠損は小さくなり、逆に伴流の幅は広がっている。第8図および第9図はレイノルズ数が 1.3×10^6 の場合で、翼弦長の20%および25%下流の伴流内の速度分布が同様に示されている。この二つのレイノルズ数で下流位置が同じ場所では、わずかな迎角の違いはあるが、速度欠損はよく一致している。またの場合でも、迎角が 13.5° の場合に測定点にばらつきが見られる。これは別に測られた翼表面の圧力分布から見ると、翼上面の60%弦長付近で流れが剥離する状態に相当する。 z 方向の調整は手動のため、剥離流れの中で再現性がなく、測定点にばらつきが見られるわけであるけれども、最大速度欠損より下面側では、測定点がよく揃っている。第10図の(a)はレイノルズ数 1.0×10^6 の場合に、迎角 α' をパラメータに、揚力係数 C_L' と抵抗係数 C_D' との関係をプロットしたものである。ここで揚力係数は天秤より求めたもの、また抵抗係数は白抜き記号が天秤より求めた全抵抗係数 C_D' 、黒塗り記号が伴流内の速度分布から(17)式によって求めた断面抵抗係数 C_{DP}' を表している。翼後縁より20%弦長下流の測定によるものと、25%弦長下流の測定によるものは、その間に差が認められない。

 第10図 誘導抵抗係数の決定 ($R=1.0 \times 10^6$)

(a) C_L' に対する C_{DP}' の関係、(b) C_{Di}' と $C_L'^2$ の関係

 第11図 誘導抵抗係数の決定 ($R=1.3 \times 10^6$)

(a) C_L' に対する C_D' と C_{DP}' の関係、(b) C_{Di}' と $C_L'^2$ の関係

つまり検査面の位置としては、適当であったといえる。第10図の(b)は横軸に揚力係数 C_L' の2乗を、縦軸に全抵抗係数 C_D' より断面抵抗係数 C_{DP}' を差し引いた誘導抵抗係数 C_{Di}' を示してある。ここで測定点を通る直線を最小二乗法で定めると、直線の勾配すなわち(4)式における K は 0.0172 となり、翼幅に沿う揚力分布が一樣でないための吹きおろし角度が求められたことになり、(5)式は

$$\alpha = \alpha' + \frac{\pi}{96} \left(\frac{c}{H} \right)^2 (C_L' + 4C_m') - 0.0172 C_L' \quad (18)$$

となる。ここで誘導抵抗係数の最小値が0にならないで0.0069の値を示したのは、模型取付金具などの影響によるものと考えられる。同じ計算を第11図に示すようにレイノルズ数 1.3×10^6 の場合にも繰り返したが、 1.0×10^6 の場合との差は見られない。

ここで実験値のうち、まず揚力係数に対して境界修正を施して見よう。第12図の(a)は実験値 C_L' 対 α' に従来の阻塞効果と揚力効果(揚力効果のほうが大きい)を含んだ修正を施した段階で、この結果を C_L 対 α'' で表す。つまり $\alpha'' = \alpha' + \Delta_1 \alpha = \alpha' + 0.00524(C_L' + 4C_m')$ である。次に(b)は本実験で定めた誘導抵抗に基づく迎角修正 $\Delta_2 \alpha = -0.0172 C_L'$ を施した段階であり、この結果得られるのが C_L 対 α の対応である。(c)はこのようにして修正された値 C_L と未修正の実験値 C_L' を示す。(c)の結果だけから見ると、きわめ

第12図 揚力係数に対する境界修正

てわずかしか修正されていないように思われるが、実際には二つの段階でそれぞれかなり大きな修正が逆の向きに施された結果であることがわかる。

このような新しい迎角修正を考慮して境界修正を施した空力3分力係数を第13図、14図、15図および16図に示す。白抜き記号は未修正のもの、黒塗り記号は修正を施したものを表している。ただし抵抗係数に対しては、 C_D' は天秤より求めた全抵抗係数であり、誘導抵抗係数も含んでいるので(7)式の代りに $C_D = C_{DP}'(1 - 3\varepsilon_1 - 2\varepsilon_2)$ によって計算した値を表示してある。これはこの修正が伴流内の速度分布による断面抵抗の測定に基づいているためである。要するに黒

第14図 3分力係数

第13図 3分力係数

第15図 3分力係数

第16図 3分力係数

第17図 揚力傾斜

塗り記号は、迎角修正を含む境界修正を施して得られた二次元特性を表すことになるわけである。この特性の当否を吟味する意味で、まず境界修正を施して得られた揚力係数の迎角に対する揚力傾斜を求めると、第17図に示すように、 $dC_L/d\alpha = 0.102(1/\text{deg})$ となるが、これは二次元薄翼の理論値 $2\pi(1/\text{rad}) = 0.110(1/\text{deg})$ と比べて93%である。また同じ翼断面のNACAでの実験結果⁴⁾およびRiegels著書⁵⁾と比較すると、第18図の(a)の部分に示すような一致が見られる。これは(b)および(c)の部分に示す最大揚力係数 $C_{L\max}$ および最小抵抗係数 $C_{D\min}$ の比較も含めて、実用上許しうる程度の整合と考えられる。このことから間接に、今回試みた迎角修正の方法は妥当

第18図 本実験と他の標準実験との比較

(a)揚力傾斜、(b)最大揚力係数、(c)最小抵抗係数

であるように思われる。

5. ま と め

揚力に基づく迎角修正を求めるため、測定部幅よりわずかに小さい翼幅の二次元翼模型を用いて実験を行った。翼端と固定壁の隙間のために生ずる誘導迎角を、全抵抗を天秤で測り、断面抵抗を伴流測定で定め、その差の誘導抵抗から推定して、迎角修正を行った。その結果得られたことは次のとおりである。

(1) 揚力係数対迎角の曲線に対する境界修正は、今回の実験の場合には比較的わずかである。しかしそれは、誘導抵抗に基づく相当大的な迎角修正量が、従来の阻塞修正と揚力修正の和と同じ程度の大きさで逆向きに作用するためであることが明らかになった。

(2) この実験によって修正決定された揚力傾斜、最大揚力係数および最小抵抗係数の値は、阻塞比が十分小さな翼模型で実験され、標準的なデータとして知られているNACAなどのデータと比較してよく一致している。

本研究を行うにあたり種々のご指導を賜った東京大学名誉教授谷一郎先生、日本大学教授蒔田広之先生、日本大学教授宗像弘祐先生および東京大学工学部井内松三郎先生、また実験に協力いただいた日本大学助手松本彰君に感謝申し上げる。

参考文献

- 1) Allen, H. J. and Vincenti, W. G. : Wall Interference in a Two-dimensional Flow Wind Tunnel with Consideration of the Effect of Compressibility, NACA Tech. Rep. No. 782 (1944)
- 2) Durand, W. F. : Aerodynamic Theory, Vol. 3, Springer, Berlin, 1935, pp. 205-206.
- 3) Goldstein, S. : Modern Developments in Fluid Dynamics, Vol. 1, Clarendon Press, Oxford, 1938, pp. 257-263.
- 4) Abbott, I. H. and Doenhoff, A. E. v. : Theory of Wing Sections, Dover, New York, 1949, p. 488.
- 5) Riegels, F. W. : Aerofoil Sections, Butterworths, London, 1961, p. 125.