レーザ変位計を用いた薄膜撓み計測による 翼表面圧力分布の測定*

手塚 亜聖¹⁾

Surface Pressure Distribution Measurement on an Airfoil using a Laser Displacement Sensor and Deflected Films

Asei TEZUKA

ABSTRACT

For the measurement of the surface pressure distribution, we can use the differential pressure transducer as a conventional pressure measurement of fluid, with plumbing pipes inside the airfoil-section model for delivering the static-pressure from the surface of the model. The surface pressure distribution is measured with high-precision, but the cost for producing the model is expensive. In this paper, new pressure-measurement system is proposed to measure the surface pressure distribution at the low-speed condition with low cost. The surface pressures are obtained by measuring the deflection of a film which is attached on the surface of the model. In the present study, a wing section model is placed 150mm away from the wing tunnel wall, and the surface pressure distribution on the airfoil is measured. The results measured by the present method and the differential pressure transducer are compared. The results demonstrate that the present method yields essential information of the pressure distribution which is transformed with increasing the angle of attack.

Keywords: Wind tunnel testing, Differential pressure measurement, Laser displacement sensor

1. はじめに

科学技術の進歩により電子部品などの小型化が進んだ結果、数十センチ程度の超小型飛行機(MAV)を飛行させることが可能になった。MAV は、低コストで機動性の高い観測・監視システムとした利用が期待される。

数十センチ程度の MAV が秒速数メートルで飛行する、レイノルズ数(Re 数)が 1.0×10^5 程度の領域では、空力性能の Re 数依存性が大きいことが知られている¹⁻³⁾。しかし、近年着目されるようになった MAV が対象となる、低 Re 数における翼の研究結果は、航空機として実用性がある高 Re 数に比べて少ない。 Re 数低下と共に厚さを増す境界層内の流れは非定常性を有しているが、十分に発達した乱流状態とも言えず、数値計算においては、このような流れを正しく解くことが鍵となる⁴⁾。このため、MAV を設計・製作する上では、様々な形状に対して実験を行い、空力特性を詳細に調べる必要が生じている。

一般的な圧力計測では、表面に静圧孔を開け、風洞側面圧との差圧を計測する。しかし、模型内部に配管を通す作業は工数が多く費用が高い。感圧塗料を用いることでこの問題は解消されるが、酸素分圧の変化が小さい低速流への適用を考えると、今のところ圧力測定は容易ではないと考えられている。

その他のアプローチによる研究として、ピエゾ素子⁵⁾を用いた圧力測定⁶⁾や、干渉計を用いた薄膜撓みの時間変動の計測⁷⁾などが挙げられる。これらの手法は、ダイヤフラムが計測点に置かれることから、配管による圧力測定では難しい非定常圧力計測といった利用が期待される。

なお、ピエゾ素子を用いた計測では、模型内部への素子の埋込、さらには、感圧センサ部の破損などを考慮し、素子を交換可能な構造することなどにより、模型の製作工数は増加することが予想される。また、干渉計では、光路長といった光学系セットアップに要する時間、そして、迎角をパラメータとして変化させ前縁から後縁までの多点圧力計測を行うための光学系の調整など、実験の作業量は膨大になることが予想される。一方、このような薄膜の撓みを光学的に計測し圧力を検出する方法は、感圧部の構造が簡単であり、模型製作や感圧部の交換が容易な点が長所で

* 原稿受付 2008 年 11 月 26 日

1) 正会員 早稲田大学 理工学術院 基幹理工学部 機械科学・航空学科 (〒169-8555 東京都新宿区大久保 3-4-1)

ある。

そこで、筆者は、この点を生かしつつ、既存の圧力計測手法の代用として簡便に利用できるような計測方法として、レーザ変位計を用いて物体表面に張られた極薄膜の撓みを計測することにより、表面圧力を非接触で測定する計測法を考案した。本研究で用いたレーザ変位計の特徴は、光の投光部と受光部が一体となっており、膜の撓みを容易に計測できることである。また、トラバース装置を用いることで撓みの線分布を測定でき、多点圧力計測も容易に行える。更に、2軸のトラバース装置を用いることで圧力分布の面計測、すなわち、圧力分布の可視化手法としての利用も期待される。

筆者は、この手法による圧力測定の妥当性を検証するため、供試体に差圧をかけた検証実験を行った⁸⁾。差圧計と比較して、 $\pm 2\text{Pa}$ から $\pm 4\text{Pa}$ 程度の不確かさで測定が可能であった。実際の風洞試験では、検証実験では現れない様々な要因により、計測精度が悪化すると予想される。そこで、風洞試験において計測が可能か否かを調べるため、翼圧比 4 % の模型を製作し極薄膜の撓み測定及び静圧孔による翼表面圧力係数分布を比較した⁹⁾。

本稿では、極薄膜の撓み測定と静圧孔による圧力計測の結果を示すと共に、差圧が小さく膜の変位が小さい測定点にて、変形部と平坦部の形状の違いがほとんど見られず、撓み計測の不確かさが増すことを改善する手法を提示し、この手法で計測結果が改善されることを示す。

2. 測定方法

2.1 圧力測定方法の概要

圧力測定方法の概念図を Fig. 1 に示す。従来の方法(Fig. 1(a))では、物体に働く圧力は、風洞外部に置かれた差圧計で測定されるため、物体表面に静圧孔を開け、配管を通じて圧力を風洞外部に導出する必要がある。本研究で提案する圧力測定方法の概念図を Fig. 1(b)に示す。薄膜の一方に模型表面圧力、もう一方に風洞壁圧がかかるようにする。圧力差がある場合、薄膜は撓み、その撓み量は差圧に応じて変化することが期待される。この撓み量をレーザ変位計を用いて測定できれば、模型表面圧力と風洞壁圧との差圧の計測が可能になる。この方法ならば、導圧管は風洞壁圧参照用の 1 本のみで済み、装置の大幅な簡略化が図れる。そこで、本研究では、同一翼型模型に静圧孔と穿孔部に薄膜を貼付したものを製作し、風洞試験において上記手法による圧力測定が可能か否かを検証した。

2.2 レーザ変位計の選定

本実験で用いたキーエンス社製レーザ変位計 LK-G シリーズによる測定原理を Fig. 2 に示す。レーザ発生器から投光されたレーザ光は、対象物の表面で拡散反射する。その反射光の一部は受光レンズで集光され、CCD 上に結像する。この結像位置を検出することによって、対象物の変

(a) Conventional approach.

(b) Concept of the present approach.

Fig. 1 Schematic of the pressure measurement System.

Fig. 2 Measurement principle of the film position using a laser displacement sensor.

位量を測定する。変位計の計測精度は、レーザ出力部および受光部から対象物体までの基準距離に依存し、この距離が短いほど、計測精度が向上する。一方、風洞実験での使用を想定すると、対象物体までの距離が長い変位計が必要である。基準距離が 400 mm の変位計は誤差が大きく微差圧測定は不可能であった⁸⁾。そこで基準距離が 150 mm の変位計を用いることとした。この変位計の測定範囲は $\pm 40\text{ mm}$ 、直線性 $\pm 0.05\%$ of F.S. (F.S. = $\pm 40\text{ mm}$)、基準距離におけるスポット径は $\phi 120\text{ }\mu\text{m}$ 、測定の繰り返し精度

は $0.5 \mu\text{m}$ である。

2.3 風洞実験装置

本実験では東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻のフラッター風洞を使用した。測定部高さ 1200 mm, 幅 300 mm, 縮流比 6.25 の 2 次元固定壁測定部を有する押込型風洞である (Fig. 3 参照)。一様流流速 10 m/s に設定した。この一様流流速における風洞乱れは約 0.13 % である。

Fig. 3 The wind tunnel with a two-dimensional closed wall test section.

2.4 薄膜形状計測装置

薄膜形状の計測装置を Fig. 4 に示す。模型までの基準距離が 150 mm の変位計を使用するため、幅 300 mm の風洞中央付近に翼型模型を設置し、観測窓から測定した。レーザ変位計ではレーザが照査された 1 点の変位を計測するが、膜の撓みを計算するには、変位の線分布を計測する必要がある。そこで、シグマ光機社製トラバース装置を用いて変位計を移動させることにより、表面形状の線分布を測定した。

レーザ変位計およびトラバース装置の制御部には RS232C コネクタが装備されており、Visual C++.NET 2003 コンパイラを使用して作成した win32 API 通信プロ

Fig. 4 Experimental setup.

グラムで計測の制御を行った。ボーレートは、トラバース装置: 19200 bps, レーザ変位計: 115200 bps に設定した。トラバース速度は 7.2 mm/s とし、開始後 100 ms の間は 1.2mm/s からの加速運転を行う。変位計のサンプリング周期 100 μs , 蓄積周期をサンプリング周期の 50 倍の設定とし、蓄積データ数を 2000 とした。この場合、5 ms 毎に測定を行い、10 秒間分のデータを蓄積する。また、瞬間的にみられる異常値や測定値の揺らぎを除くため、前後 21 点での移動平均フィルタをかけた。

2.5 翼型模型

翼型内部に配管を施す必要があるため、Fig. 5(a)に示されるような、翼圧比 4 % の翼型を採用した。工作寸法精度は $\pm 0.1 \text{ mm}$ 以内で仕上げられていることが確認されている。

座標系として、翼型前縁を原点とし翼弦方向に軸をもつ x_c 軸と、トラバース開始位置を原点とし、トラバース方向に軸をもつ x_t 軸を用いる。 x_c 軸からみたトラバース開始位置は迎角により変化するが、迎角 $\alpha=0^\circ$ の場合 $x_c=15 \text{ mm}$ 付近が $x_t=0 \text{ mm}$ に相当する。 z 軸は x_t 軸とスパン方向軸に垂直であり、変位計が出力する値はこの軸に相当する。

(a) Side view of the airfoil section, x_c axis, x_t axis, and z axis. (Unit: mm)

(b) Three-dimensional view of the airfoil section model and the wing tip fence. (Unit: mm)

Fig. 5 Drawing of the airfoil section model and the wing tip fence.

翼端板の形状及び圧力孔の位置を Fig. 5(b)に示す。翼上面 $0.2 \leq x/c \leq 0.8$ の範囲にて $x/c=0.05c$ 間隔で総計 13 箇所に $\phi 0.5$ mm 静圧孔及び $\phi 3.0$ mm 穿孔を設けた。静圧孔及び穿孔は、それぞれ模型側面より 90.0 mm 及び 110.0 mm の位置に設けた。穿孔部には、厚さ約 25 μm のニチバン社製防水フィルムを張り、穿孔内部の圧が差圧計の参照圧と一致するように配管した。翼弦長 $c=100$ mm、翼幅 $b=200$ mm であり、翼弦長に基づく Re 数は、 6.7×10^4 である。

2.6 静圧孔による差圧計測装置

静圧孔は、風洞外部に貫通された配管からビニルパイプを経由して Scanivalve 社製 Fluid switch wafer に接続されている。wafer は圧力変換器 (Druck 社製 PDCR32, Range 0.5psi, 差圧型) に接続されている。この圧力変換器で電圧に変換された後、差動アンプを経て、データ取り込み装置 (NEC San-ei 社製 OMNILIGHT 8M36) により A/D 変換され、RS-232C 信号として、データを PC に送信する。圧力変換器の切り替えは 4 秒間隔で行い、その間に 25 回の測定を行い平均値を求めた。なお圧力変換器の精度は、本実験条件の C_p 値で ± 0.03 である。但し、 $\Delta p = p - p_\infty$ とするならば、 $C_p = 2 \Delta p / \rho u^2$ である。

3. 実験結果と考察

3.1 校正曲線の作成

風洞を非通風状態とし、翼型模型内部の圧をシリンジを用いて一定間隔で加圧し、表面形状を測定した。翼型模型内部と大気圧の差圧の設定方法は、0 Pa から 98.0 Pa まで 19.6 Pa おきに加圧、88.2 Pa から 9.8 Pa まで 19.6 Pa おきに減圧し、最後に 0 Pa とした。差圧が 0 Pa の測定が 2 回行われるが、この 2 回の測定にて変位計が出力する z 軸方向高さの値は一致しない。何らかのオフセット値と計測の揺らぎが加わっていると考えられたため、2 回の平均値を 0 Pa での表面形状とした。この表面形状と、0 Pa での測定値を含む各測定値の差分を計算することで、相対高さ Δz を計算した。

迎角 0 度での結果を Fig. 6 に示す。0 Pa での測定値のみ赤色の点線で表示し、他の測定値は青色の実線で表示されている。この曲線は、差圧に応じて形状が変化している部分と、高さがフラットな部分に大別できる。差圧に応じて形状が変化している部分が穿孔に貼られた薄膜であり、フラットな部分が翼型表面である。以降、 $0.2 \leq x/c \leq 0.8$ の範囲に $x/c=0.05c$ 間隔で総計 13 箇所に空けられた穿孔の最風上側を Hole 1 と名付けることにする。Hole 3, 4, 5 はそれぞれ、 $x/c=0.30, 0.35, 0.40$ の位置にある穿孔に相当する。Fig. 6 では示されていないが、他の穿孔に対しても同様の曲線が得られる。

Fig. 6 で示される曲線から薄膜の変位を算出するために、形状が変化している A 領域を積分し、積分区間の長

Fig. 6 Differentials of the model surface profile at regular differential pressure intervals ($\alpha=0^\circ$).

さで割ることで変形部の平均高さを求め、また、同様に B 領域から算出した平坦部の平均高さを求め、平均高さの差から撓み量 Δz_d を計算した。差圧と Δz_d の関係を Fig. 7 に示す。ここでは示されていないが、全ての穿孔に対して同様の校正曲線を作成している。同一の差圧に対する膜の変位の値は、穿孔により異なり、特に、Hole 5 は差圧—変位曲線の非線形性が強い。膜の撓み形状 (Fig. 6) を見ると Hole 5 は中央部で凹んだ形状となっている。穿孔により差圧—変位曲線にばらつきが生じる理由として、応力が全くかからない条件で膜を貼ることは困難であり、個々の穿孔により、膜の引張りもしくは弛み具合が異なっていると考えられるが、残留応力に応じて撓み量が変わること、膜に貼付されたアルミ箔の影響、などが考えられる。

膜の変位が流れに与える影響については、膜の変位は最大 20 μm 程度であり、翼型模型の工作寸法精度が ± 0.1 mm であることを考慮すると、影響はほとんど無いと考えられる。膜の材質を変えて撓みを大きくすることで測定精度の向上が期待されるが、この場合は、流れへの影響を調べる必要があろう。なお、MAV の開発においては、製作

Fig. 7 Calibration curve of differential pressure vs. film deflection ($\alpha=0^\circ$).

コスト低減や降雨下での飛行などを考慮すると、表面形状の影響を受けにくい翼型が望ましい。

Hole 3 の下流側や Hole 4, 5 の上流側の縁において $\Delta z < 0$ となる領域がある。実際の模型では、穿孔の縁とアルミ箔の端が完全一致せずに隙間が生じているが、この隙間を透過したレーザ光が乱反射することで表面形状測定が困難になることが原因ではないかと考えられる。

3.2 風洞実験における圧力係数測定結果

風洞を通風状態として、表面形状を複数回測定した結果を Fig. 8 に示す。Fig. 8(a), (b) はそれぞれ、迎角 0° 及び 10° の結果であり、Fig. 6 と同様の線種分けで表示されている。迎角 0° の場合、内部空間と表面との差圧が小さいため、膜が殆ど変形せず、変形部と平坦部を区別することが困難である。そこで、Fig. 6 の曲線において変形部及び平坦部と判断した位置に対し、校正曲線と同様の手法で膜の変位を計算した。

次に、Fig. 7 を使用して得られた変位から差圧を求めた。具体的には、Fig. 7 の曲線にヒステリシスが見られるため、加圧時と減圧時それぞれに対し、得られた変位を挟む 2 つ

の測定値を見つけ、その間を線型補完することで差圧を求めた。得られた差圧に対して、差圧計と同様に処理することにより圧力係数を求めた。

上記の方法で得られた圧力係数分布を Fig. 9 に示す。なお、翼上面の 20 % 翼弦点から 80 % 翼弦点の範囲のみ表面圧力が計測されており、計測結果から翼全面での表面圧力分布を想像することは困難である。そのため、Drela らが開発したパネル法と境界層計算¹⁰⁾による X-foil により数値的に得られた結果を併記した。

迎角 4° の結果に見られるように、低 Re 数において翼上面に形成される剥離泡¹¹⁾を数値的に正しく求めることは難しい。本手法で得られた圧力分布は、差圧計による計測結果とほぼ同じと言える。数値計算で得られた剥離泡の挙動の妥当性を実験的に検証する場合、本測定法で得られる圧力分布は有益な知見を与える。

圧力係数が大きく変化する測定点では圧力変化の特徴がほぼ捉えられているが、低迎角時や後縁付近では、差圧計による計測結果との差が大きくなっている。この理由として、差圧が小さい測定点では、膜の撓みが小さく変形部と平坦部の形状の違いがほとんど見られず、撓み量を計算することが困難であることが測定値の不確かさを増す要因になっていると思われる。

なお、低迎角での前縁側に比べ、後縁側や大迎角では、差圧計と比較した測定値の差が大きい。この理由として、大迎角や後縁での剥離-再付着流れは非定常であるため、薄膜が振動し表面計測の揺らぎが増している可能性や、翼面が傾斜しているため変位計の計測誤差が増えること、などの影響が考えられる。本研究の目的は、風洞自身の振動の影響など計測精度の悪化が予想される風洞試験において、表面圧力計測が可能か否かを調べることであり、誤差の要因を調べることは本研究の範囲を超えるため、ここでは扱わないが、今後の研究にて、誤差の要因が明らかになり、何らかの方法で非定常な圧力変動が測定できるようになるならば、本手法による圧力測定の新たな可能性をもたらすことになるであろう。

3.3 変形部と平坦部の区別を明らかにする手法

前節では、校正曲線は非通風状態で翼内部の圧を変化させ、変形部と平坦部との差から撓みから作成した。翼型の圧力係数は、通風状態と非通風状態における表面形状測定の差をとり、非通風状態での変形部と平坦部の位置で撓みを計算し、校正曲線を用いて差圧を求め変換した。しかし、微差圧状態では膜の撓みが小さく変形部と平坦部の形状の違いがほとんど見られず、撓み量を計算することが困難であった。

更に、測定結果の不確かさを増す要因として、通風時における模型及び翼端板に働く空気力により、トラバース装置と翼との相対的な関係が多少変化することの影響なども考えられる。このため、通風状態と非通風状態にて測定

Fig. 8 Differentials of the model surface profile at blowing and non-blowing condition.

Fig. 9 Pressure coefficient measured by pressure transducer and the proposing method.

された、翼模型や穿孔の位置、膜の変形状態などは、厳密には一致しないと予想される。このような要因を除くことを目的として、一部の実験においては、通風状態においても、翼内部の圧力を一定間隔(19.6 Pa おき)で加圧して形状測定を行った。

通風状態でも翼内部の圧を変化させた計測結果に対し、非通風状態での表面形状との差分を計算したものを Fig.

10 に示す。非通風状態と通風状態における 0 Pa の結果は、それぞれ、赤色の点線と緑色の破線で示されている。この結果を用いることで微差圧状態でも変形部と平坦部の区別が容易になる。また、通風状態同士の結果が比較できることにより、穿孔の位置と膜の変形状態が正しく測定できる。

通風状態(Fig. 10)と非通風状態(Fig. 6)の結果に対し撓

Fig. 10 Model surface profile at blowing conditions ($\alpha=0^\circ$).

Fig. 11 Calibration line at both non-blowing and blowing condition ($\alpha=0^\circ$, Hole 4).

Fig. 12 Pressure coefficient measured by the improved method.

みを計算することで作成された校正曲線を Fig. 11 に示す。校正曲線の傾きは 2 つの校正曲線が平行となる条件で求めた。全ての穿孔に対しこのような校正曲線が作成され、2 本の校正曲線の間隔から差圧を求めることが可能である。このように校正曲線の間隔から差圧を求める手法で計算した圧力係数分布と差圧計の結果を比較したものが Fig. 12 である。Fig. 9 の結果に比べ、測定値のばらつきが小さくなっている。通風状態においても、翼内部の圧力を一定間隔で加圧して形状測定を行うことで、測定の不確かさを小さくすることが可能であるといえる。なお、この手法でも計測値が改善しない測定点も見られる、今後、本手法による圧力計測の測定を行い、様々な条件での測定値を比べることにより、何らかの改善方法が見つかることが期待される。

4. まとめ

レーザ変位計を用いて極薄膜の撓みを測定することにより翼型模型表面の圧力分布を測定する方法を考案し、風洞実験を行った。通風時での測定においても、模型内部空間の圧力を変化させた計測を行い微差圧状態にて、膜の変

形部と平坦部の区別が難しくなることを解決した。本測定法で計測した圧力分布は、翼面上に形成される剥離泡の挙動を確認する目的を十分満たし、有益な知見を与えることが明らかとなった。

謝辞

本研究は、科学研究費補助金(若手研究(B) No. 18760606)による支援を受けておこなわれた。また、本風洞実験を遂行するに当たり、東京大学の砂田保人氏より多くのご協力をいただいた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- 1) McMasters, J.H., and Henderson, M.L.: Low-Speed Single-Element Airfoil Synthesis Technical Soaring, vol.6, No.2 (1980), pp.1-21.
- 2) Mueller, T.J.: Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles, RTO AVT/VKI Special Course on Development and Operation of UAVs for Military and Civil Applications, (1999)
- 3) Mueller, T.J., and DeLurier, J.D.: Aerodynamics of Small Vehicles, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.35 (2003), pp.89-111.

- 4) Tezuka, A., Sunada, Y., and Rinoie, K.: Surface Pressure Distributions on 4% Circular Arc Airfoil at Low Reynolds Number, *Journal of Aircraft*, Vol.45, No.6 (2008), pp.2164-2167.
- 5) Tashiro, K., Tadokoro, H., and Kobayashi, M.: Structure and piezoelectricity of poly (vinylidene fluoride), *Ferroelectrics*, Vol.32, No.1 (1981), pp.167-175.
- 6) Nitsche, W., Mirow, P., and Szodrich, J.: Piezo-Electric Foils as a Means of Sensing Unsteady Surface Forces, *Experiments in Fluids*, Vol.7 (1989), pp.111-118.
- 7) Daoud, M, and Naguib, A: A Doppler Sensor for High Spatial Resolution Measurements of Unsteady Surface Pressure, *Measurement Science and Technology*, Vol.14 (2003), pp.13-23.
- 8) Tezuka, A.: Validation Study of Pressure Measurement System with Laser Displacement Sensor and Film, *AIAA Paper 2008-0272* (2008).
- 9) 手塚亜聖: レーザ変位計を用いた膜の撓み計測による翼表面圧力分布測定の検証, 第40回流体力学講演会講演集, (2008), pp.353-356.
- 10) Drela, M., Giles, M.B.: Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds-Number Airfoils, *AIAA Journal*, Vol.25, No.10 (1987) pp.1347-1355.
- 11) 手塚亜聖, 砂田保人, 李家賢一: 4%キャンバー翼の低レイノルズ数空力特性に対する実験的及び数値的研究, 日本航空宇宙学会第38期年会講演会講演集, (2007), pp.183-186.