

2E01 翼端板を取り付けた波状前縁翼の空力特性 に関する基礎実験

○兵藤佑都（防衛大学校理工学研究科），樫谷賢士，田口正人（防衛大学校）

宮國健司，仲尾晋一郎，宮里義昭（北九州市立大学）

Basic experiment on aerodynamic characteristics of a corrugated leading-edge wing with attached winglets

Yuto Hyodo, Masashi Kashitani, and Masato Taguchi (National Defense Academy)

Takeshi Miyaguni, Shinichiro Nakao, Yoshiaki Miyazato (University of Kitakyushu)

Key Words : Wavy Leading-edge Wings, Winglets, Induced Drag, Wake Measurement, Aerodynamics

Abstract

Wavy leading-edge wings, inspired by humpback whale flippers, promise to delay stalls and improve lift-to-drag ratios. Recently, wingtip plates have been considered for aircraft wings to reduce induced drag due to wingtip vortices. Therefore, the effect of adding wingtip plates, which are known to reduce induced drag, to a wavy leading-edge wing was investigated by wind tunnel testing and CFD. Three test models were prepared based on a NACA0021 airfoil. One is a clean type, while the others have wingtip plates installed. A 1.5-m low-speed wind tunnel was used for the wind tunnel experiments to measure each configuration's six-component forces and wake characteristics. The Reynolds number was $Re = 1.95 \times 10^5$. The results indicate that wingtip plates suppress wingtip vortices, reduce induced drag, and enhance aerodynamic performance.

1. はじめに

近年，波状前縁（Wavy Leading-Edge，以下WLEと呼称）を採用した翼の研究が盛んに進められている．この翼形状は，ザトウクジラの鰭形状（図1）を工学的に応用したものであり，失速の遅延や揚抗比の向上が期待されている[2]．従来の直線的な前縁を持つ翼と比較すると，WLE形状は流れの剥離を抑制し，低速域における空力特性の改善に寄与する可能性がある[3]．しかし，WLE翼の前縁は三次元的であり前縁が直線の翼との翼端渦の定性的な違いや誘導抵抗の定量的な違いなど空力特性の検討は重要である．また，一般に，誘導抵抗の低減に翼端板（図2）を装着することで翼端渦を抑制し，誘導抵抗を低減する手法が用いられているが[4]，WLE翼に翼端板を組み合わせた場合の空力特性については，不明

な点が多く翼端板の形状や高さが誘導抵抗に及ぼす影響など詳細は不明である．

そこで本研究では，WLE翼に翼端板を組み合わせた際の空力特性を検討する．はじめにAnsys Fluentによる流れ解析を行う．次に低速風洞による風洞試験を実施し翼端板の効果を中心にその空力特性を検討する．



図2 Boeing-737型機翼端板．



図1 ザトウクジラの鰭 [1]．

2. 理論

本研究では，後流測定により揚力および抵抗を検討する．解析は後流積分法により行った．理論の詳細は文献[5]に詳しい．今，直交座標系 (x, y, z) を採用し， x 軸を主流方向， y 軸をスパン方向， z 軸を鉛直方向と定義する．揚力は，物体周囲の流体の渦度分布および運動エネルギーの変化に基づいて発生する力として定義される．揚力 L は，自由流の密度 ρ_∞ および速度 U_∞ を考慮し，後流測定面における流れの特性を用いて以下の式で表される．

$$L = \rho_{\infty} U_{\infty} \iint_{w_A} y \xi dy dz$$
$$+ \rho_{\infty} U_{\infty}^2 \iint_{w_A} \frac{w}{U_{\infty}} \frac{\Delta s}{U_{\infty}} dy dz \tag{1}$$

ここで、 ξ は主流方向（ x 軸方向）の渦度成分、 w は鉛直方向（ z 軸方向）の速度成分、 Δs はエントロピー変化、 R は気体定数を表す。第一項は、物体周囲の流体の渦度分布に基づいて生じる揚力を表し、第二項は運動エネルギーの変化による揚力の影響を示している。

抵抗 D は、形状抵抗と誘導抵抗の成分に分けられ、後流測定面における圧力およびエントロピー変化を考慮した以下の式で表される。

$$D = \iint_{w_A} P_{\infty} \frac{\Delta s}{R} dy dz$$
$$- \iint_{w_A} \frac{P_{\infty}}{2} \left(\frac{\Delta s}{R} \right)^2 dy dz + \frac{\rho_{\infty}}{2} \iint_{w_A} \psi \xi dy dz \tag{2}$$

ここで、 P_{∞} は自由流の圧力、 ψ は流れ関数を表す。第一項は形状抵抗に関する成分であり、後流の圧力分布とエントロピー変化の影響を考慮している。第二項は形状抵抗の補正項であり、非線形効果による影響を反映している。第三項は誘導抵抗の成分を表し、渦度分布と流れ関数を用いて評価される。これらの要素を考慮することで、後流測定面における圧力分布および渦度分布のデータを用いて抵抗の各成分を解析的に求めることが可能となる。

3. 実験と方法

3. 1 風洞実験

実験には、1500 mm四方の低速風洞を使用する。風洞の概略を図3に示す。

実験では風速を $U_{\infty} = 15$ m/s、翼弦長を代表長さとするレイノルズ数を $Re = 1.95 \times 10^5$ 、とした。6分力天秤による測定では迎え角を $\alpha = -5^{\circ}$ から 18° まで 1° 間隔で実施した。後流測定には、図4(a)のトラバース装置に取り付けた図4(b)の5孔ピトー管を使用している。測定範囲はスパン方向（ y 軸）で900 mm、鉛直方向（ z 軸）で450 mm、 yz 平面位置（ x 軸）は、後縁から後方680 mmとした。測定間隔は、 y 軸と z 軸それぞれ5 mmとした。迎え角を $\alpha = 0^{\circ}$ 、 5° および 10° の条件で実施した。5孔ピトー管からの圧力デー

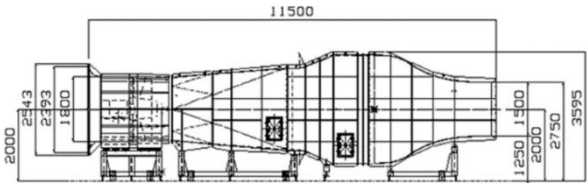
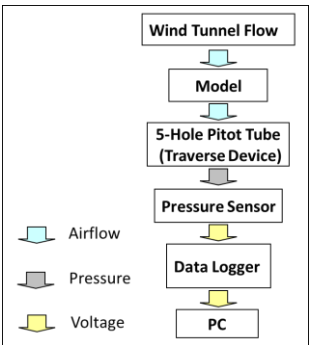
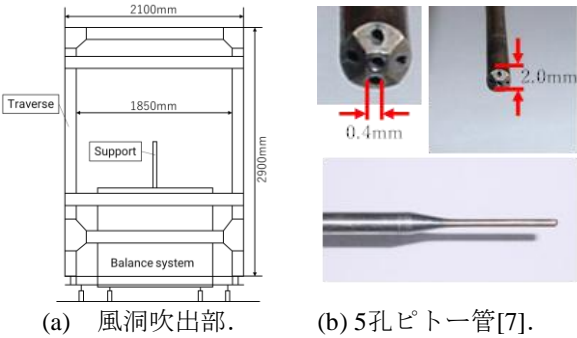


図3 1500mm×1500mm低速風洞[6].

タは圧力センサーで電圧に変化されデータロガーによりPCに保存される。後流測定システムを図4(c)に示す。



(c) 後流測定システム。
図4 後流測定。

3. 2. 供試模型

本研究では、図5に示すWLE翼および基準翼（NACA0021）の2種類の翼模を使用した。WLE翼はNACA0021翼型に基づいて設計され、スパン長は600 mmとした。

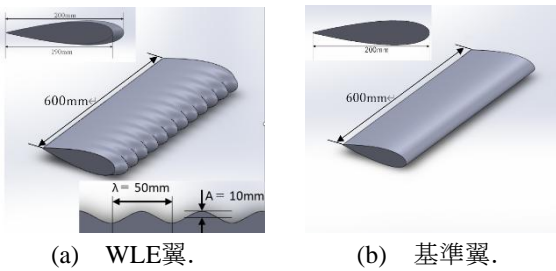


図5 供試体[8].

WLE翼は、波長50 mm、振幅5 mmの波形を持つ前縁形状を採用し、基準翼であるNACA0021翼（Baseline wing）は通常の直線的な前縁形状である。さらに、翼端板の有無による影響を比較するために、翼端板なし、翼端板1付き、翼端板2付きの3種類の構成を用意した。それぞれの翼端板の詳細を図6に示す。

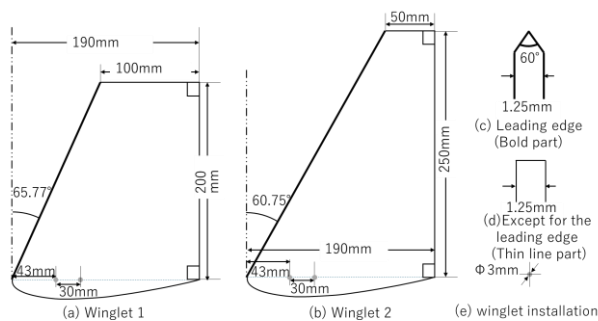


図6 翼端板[8].

4. 数値解析

本研究では、Ansys Fluentを用いて、数値シミュレーションを実施する。翼の周囲に長方形の領域を設け、翼後縁から十分な下流方向の長さを確保した。計算領域は、翼前方に250 mm、後方に500 mm、左右にそれぞれ200 mm、上下に150 mmとし、図7にその構成を示す。また、翼端近傍の流れを詳細に解析するため、図8に示すように格子の細分化を行った。境界条件は、流入速度を $U_\infty=15 \text{ m/s}$ ($Re \sim 10^5$) に設定し、乱流モデルには $k-\omega$ SSTモデルを採用した。入口条件として乱流強度5%とした。

計算格子の構成では翼端渦などの現象を捉えるため、計算資源とのバランスを考慮した格子依存性の検討から最終的に約1,000万セルとした。

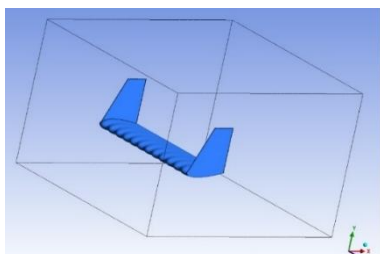


図7 計算領域.

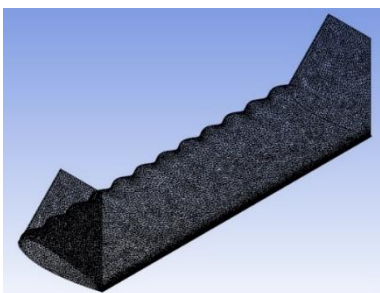


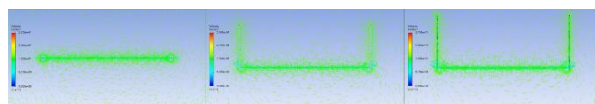
図8 メッシュした翼端板1.

5. 結果と考察

5. 1. CFD解析

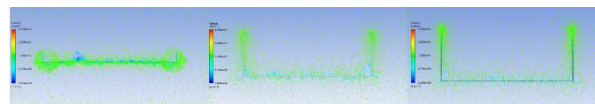
図9は、WLE翼に翼端板を取り付けないClean形態、翼端板1を取り付けた場合、翼端板2を取り付けた場合について、翼後縁から10 mm後方の面における速度ベクトル図である。迎え角は $\alpha=0^\circ$ である。図9より、翼端板を装着しない場合、翼端下部に小さな渦が形成された。これに対し、翼端板を装着したケース（翼端板1および2）では、翼端下部に若干ではあるが渦と思われるベクトル分布が確認される。これは翼端板の影響である。

次に図10には、図9で示したWLE翼の各形態について、迎え角 $\alpha=10^\circ$ の結果を示す。翼端板なしの場合は翼端に渦が生じている。一方、翼端板を装着した場合は、翼端板1および2いずれの形態でも翼端と、翼端上部に渦が形成された。この傾向は一般的な前縁が直線の翼に翼端板を取り付けた場合と同様の傾向である。一方、翼端板の高さが高い翼端板2の形態は翼端板1形態より翼端板上部の翼端渦は小さくなっている。



(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.

図9 速度ベクトル (迎え角 $\alpha=0^\circ$).



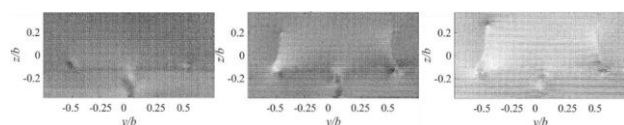
(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.

図10 速度ベクトル (迎え角 $\alpha=10^\circ$).

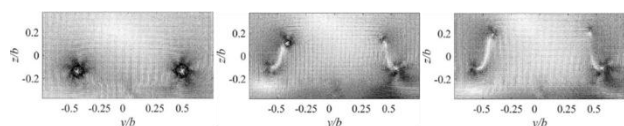
4. 2. 後流測定

本節では後流測定による結果を示す。図11・図12は、迎え角 $\alpha=0^\circ, 10^\circ$ における後流の速度ベクトル分布を示す。横軸は、翼幅 b による無次元座標系（横軸 y/b 、縦軸 z/b ）である。図11より迎え角 $\alpha=0^\circ$ のClean形態は、図9(a)で示したベクトル分布と同様の傾向である。また、翼端板1、2の形態もCFDの結果と同様に翼端板の影響による渦が観察された。一方、図12の迎え角 $\alpha=10^\circ$ では翼端板の影響はさらに大きくなる。

図12(a)は、翼端板がなく一般的な前縁が直線の翼と同様に大きな翼端渦が発生している。一方、図(b), (c)では、翼端渦とは別に翼端板上部の模型内側に渦が形成されており、さらに図(a)と比較して渦は小さくなっている。



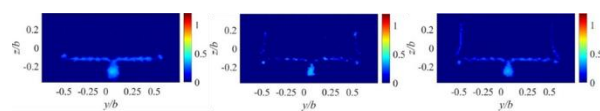
(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.
図 1.1 速度ベクトル(迎え $\alpha = 0^\circ$).



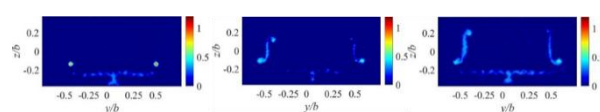
(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.
図 1.2 速度ベクトル(迎え角 $\alpha = 10^\circ$).

次に、図 1.3・図 1.4は、後流測定により得られた全圧損失分布 ($P_r - P_{r\infty}/q_\infty$) を示す。図 1.3 の迎え角 $\alpha = 0^\circ$ ではいずれの形態も総圧損失は小さいが、より詳細に見ると翼端板1, 2の形態では翼端板による総圧損失もわずかなではあるが観察される。これは、本実験で用いた翼端板は厚み1.25 mmであるが後縁は垂直に切断された形状であることが原因の一つであると思われる。

次に図 1.4 に示す迎え角 $\alpha = 10^\circ$ では翼端板なしの場合に翼端付近の翼端渦による圧力損失が著しい。一方、翼端板を装着した翼端板1, 2の形態では翼端付近と翼端板上部に渦の影響と思われる総圧損失が観察された。

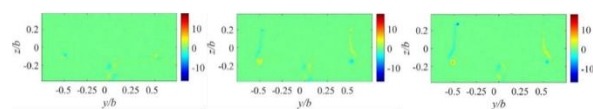


(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.
図 1.3 後流測定における総圧損失.
(迎え角 $\alpha = 0^\circ$).

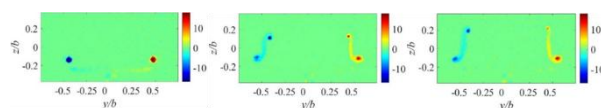


(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.
図 1.4 後流測定における総圧損失.
(迎え角 $\alpha = 10^\circ$).

図 1.5・図 1.6は、無次元渦度 ($\xi \cdot b$) / U_∞ の分布を示す。図 1.5と 1.6のそれぞれの形態で比較すると、図 1.5に示す迎え角 $\alpha = 0^\circ$ では図 9のCFDおよび図 1.1の後流測定によるベクトルで見られたように翼端板1, 2の形態で見られた翼下面の渦による渦度が確認できる。この傾向は図 1.6の迎え角 $\alpha = 10^\circ$ ではより顕著となり、さらに渦度は小さいが翼端板上部でも渦が発生している。また、翼端板の部



(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.
図 1.5 後流測定における渦度分布.
(迎え角 $\alpha = 0^\circ$).



(a) 翼端板なし. (b) 翼端板1. (c) 翼端板2.
図 1.6 後流測定における渦度分布.
(迎え角 $\alpha = 10^\circ$).

分でも弱い渦が見られるが、これは、図 1.1で述べたように翼端板後縁が垂直に切断された形状のため発生した渦による影響と思われる。

図 1.7は、本実験で得られた揚力係数を示す。横軸迎え角 α ，縦軸は揚力係数 C_L である。図中にはWLE翼と基準翼，さらにそれぞれに対して翼端板1, 2を取り付けた結果を示している。図中の記号 \circ , \square , \triangle , \times , $+$, \diamond が6分力天秤の結果 \square , \triangle , \times , $+$, \diamond が6分力天秤の結果 \square , \triangle , \times , $+$, \diamond は後流測定の結果 \bullet , \square , \triangle , \times , $+$, \diamond はCFDの結果である。

図より、6分力天秤によるNACA0021とWLE翼のClean形態は、ほぼ同様の揚力特性を示している。本実験結果の範囲では失速後の特性にも大きな違いは見られなかった。一方、翼端板を取り付けると基準翼(NACA0021)とWLE翼とも揚力傾斜が増加するがWLE翼について優位な結果は得られなかった。

次に、後流測定とCFDの結果を見るといずれの結果も定性的には同様の傾向を示したが、天秤による測定と同様にWLE翼で優位な結果は得られなかった。

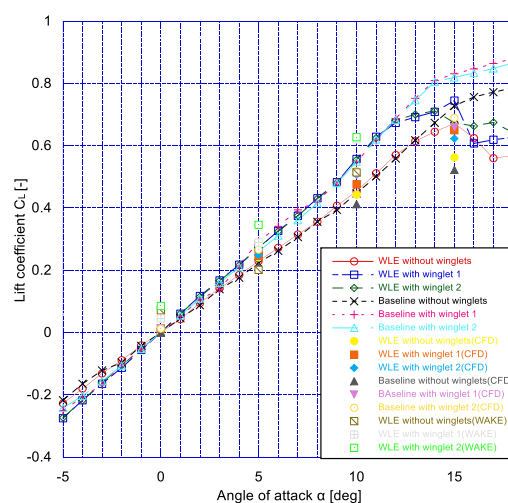


図 1.7 揚力係数.

図18は、翼端板の有無による誘導抵抗係数 C_{Di} の比較を示す。迎え角 $\alpha=0^\circ$ および $\alpha=10^\circ$ の条件において、翼端板を装着しない場合、翼端板1を装着した場合、翼端板2を装着した場合の3条件で誘導抵抗を比較した。いずれの条件においても、迎え角が $\alpha=0^\circ$ から 10° に増加すると誘導抵抗が増加するこれは、揚力の増加に伴って渦度が大きくなるためである。

図より翼端板を取り付けることで翼端板1によって21.3%、翼端板2では21.8%の誘導抵抗が低減された。つまり、本研究の範囲では翼端板の高さの影響はほとんどないことが定量的に明らかになった。

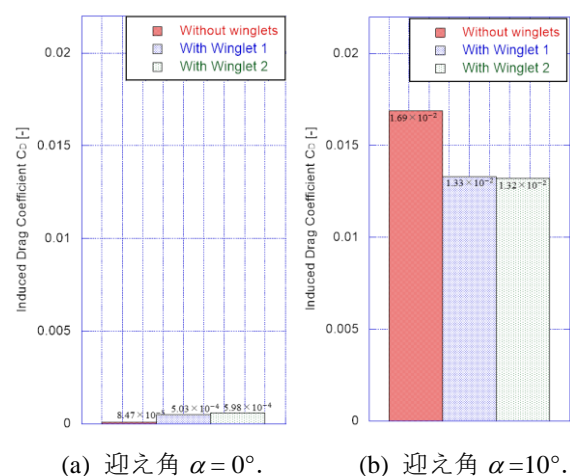


図18 誘導抵抗係数。

5. まとめ

本研究では、WLE翼における翼端板の有無および形状差が後流構造および空力特性に与える影響を、CFD解析と後流測定 of 両手法を用いて検討した。CFD解析および後流測定の結果は定性的に良い一致を示した。また、WLE翼は基準翼であるNACA0021に対して本実験の範囲では定量的に優位な違いは見られなかった。一方、翼端板を取り付けると、基準翼と同様に揚力が増加し誘導抵抗が減少することが明らかになった。

6. 参考文献

- [1] 奄美新聞社ホームページ
<https://amamishimbun.co.jp/2021/01/31/29658/>
- [2] Fish, F. E., "Biomimetics: determining engineering opportunities from nature," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 223, No. 9, 2009, pp. 927–940.
- [3] 新井英之, 土井康明, 中島卓司, 陸田秀実, 三好潤, 三次元翼の波状前縁による失速遅延に関する

実験的研究, 日本船舶海洋工学会論文集, 第9巻, 2009年, pp. 55-62.

- [4] 久保田浩, 新井郁夫, 松坂正道, 越岡義光, 川勝博, 低速流れにおけるエンドプレートの効果に関する風洞実験, 日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第359号, 1983年, pp. 684-689.
- [5] 楠瀬一洋著, 圓山重直・佐宗章弘編: "A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction, The 21st Century COE Program International COE of Flow Dynamics Lecture Series, 第3巻, 2005年.
- [6] T. D. Nguyen, "Experimental study on aerodynamic characteristics of high-lift devices in supersonic biplanes," Master's thesis, National Defense Academy of Japan, 2019, pp. 34.
- [7] T. D. Nguyen, "Experimental study on aerodynamic characteristics of high-lift devices in supersonic biplanes," Master's thesis, National Defense Academy of Japan, 2019, pp. 40.
- [8] Y. Hyodo, M. Kashitani, M. Taguchi, T. Miyaguni, S. Nakao, and Y. Miyazato, "A study on aerodynamic characteristics of a wavy wing with winglets," Proceedings of the 21st International Symposium on Flow Visualization (ISFV21), 2025, scheduled for presentation.