

波状前縁を用いた3次元翼の失速抑制に関する実験的研究

学生員 新井 洋^{*,**} 正員 土井 康明^{**}
 正員 中島 卓司^{**} 正員 陸田 秀実^{**}
 正員 三好 潤^{***}

Experimental Investigation of Stall Delay by Wavy Leading Edges of 3-Dimensional Wing

by Hiroshi Arai, *Student Member* Yasuaki Doi, *Member*
 Takuji Nakashima, *Member* Hidemi Mutsuda, *Member*
 Jun Miyoshi, *Member*

Summary

The objective of the present study is to elucidate the flow mechanism of delaying stall by use of wavy leading edges. Experiments were carried out to examine the effects of variant wavy leading edges attached on NACA0018 section wing of aspect ratio 1.6. The Reynolds number based on the chord length is $Re_c = 1.38 \times 10^5$ for the experiments. For these tests, lift, drag, and moment of wings with and without wavy leading edges were measured in a circular water channel. Flow visualization on the surface of wings was also conducted in order to clarify the effects of the wavy leading edges on the delaying stall. It is found that the wavy leading edges can control flow separation and delay stall, which in turn is good for producing large lift force at poststall angles of attack. Under the same height condition, the short width of wavy protuberance shows good performance of the wings compared with that of the long width. The wavy protuberance located near the wing tip does not enhance hydrodynamic performance.

1. 緒言

揚力体として翼形状を用いる際には、高揚力を確保することが望まれる。しかし、高揚力が得られる高迎角では流れが剥離することにより、揚力が急激に減少し抗力が急激に増加する失速現象が生じる。迎角の増加に対して失速の発生が急激であるか、緩やかであるかは重要であり、失速の制御、抑制は重要な課題である。船舶に利用されている翼形状の代表的なものとして、舵やフィンスタビライザーが挙げられる。また、水中ロボット等の小型で流体中を移動する物体においても、姿勢制御および方向制御を目的として小型の舵が用いられている。舵やフィンスタビライザーには、高揚力を目的としてフラップが装備されているものもある。しかし、舵のような低アスペクト比の矩形翼においては、フラップを用いることで高揚力を得ることが可能であるが、失速角および急激な失速現象の改善は見られないことが知られている^{1),2)}。

翼面上での剥離を抑制する手法として、VortexGenerator³⁾(以後、VG と略)が挙げられる。しかしVGの形状によって

は、高迎角で剥離を抑制することにより揚力が増加するが、低迎角においてはVG自体が抵抗体となり、抗力が増加することが知られている⁴⁾。また、舵における付加物の研究として、三好ら⁵⁾は、漁船の舵を対象に、防食板の配置に関する検討を行っている。翼厚に対して約7%に満たない厚さの防食板を翼面上に付加した実験を行い、付加物が揚力の低下および抗力の増加を引き起こすことを示している。

近年ではVGよりも更に能動的な剥離制御法として、Vortex Generator Jets (以後、VGJ と略)の研究も行われている⁶⁾。VGJは、ジェット流を物体表面から噴出させることにより、物体表面に縦渦を発生させ、流れの剥離を制御する装置である。VGJは、剥離を能動的に制御することができ、有用な手法であると考えられる。しかし、VGJを利用するには、複雑な機構が必要となることから、製造コストが高くなり、整備に要する労力も増大すると考えられる。

一方で、進化によって形作られた生物の形状を一つの最適解と考え、生物を模倣する研究も数多く行われている。翼形状を有した生物として、流体中を移動する鳥類・魚類が挙げられる。その中でも、ザトウクジラの胸鰭は特異な形状をしており、ザトウクジラの胸鰭に着目した研究も行われている。ザトウクジラは、体長の約1/3に達する長大な胸鰭を有しており、胸鰭の前縁には波状の突起物がみられる。本稿では、波形の形状を前縁に付加して形成される前縁形状を、波状前縁と呼ぶことにする。ザトウクジラの胸鰭に着目した研究として、Miklosovicら⁷⁾は胸鰭を模

* 学術振興会特別研究員 DC1

** 広島大学大学院工学研究科

*** 水産総合研究センター 水産工学研究所

した模型実験を行い、波状前縁による翼性能向上を報告し、失速抑制の効果を示唆している。この研究報告は、波状前縁による失速抑制効果を実験的に示した点で興味深い。しかし、この実験はザトウクジラの胸鰭を模した、特殊な翼平面形状を対象としており、波状前縁による失速抑制のメカニズムは未だ明らかにされていない。また、Miklosovicら⁸⁾は、翼端部を風洞の側壁に近づけることで、3次元影響を排した2次元翼に波状前縁を用いた実験を行っている。この結果として、2次元翼における波状前縁は、基本となる翼型に比べて低い迎角で揚力が減少するが、高い迎角では揚力が増加することを報告している。また、Johariら⁹⁾は2次元翼に形状の異なる波形付加物を用いた実験を行い、波形付加物の高さが重要であると報告している。これらの研究は波状前縁による失速抑制のメカニズムの詳細を検討する上では有益であるが、実際に翼形状を用いる際には3次元の流れ場であり、3次元影響を考慮する必要がある。

本稿の目的は、波状前縁を構成する波形付加物の形状が、3次元翼の流体力特性に与える影響を明らかにすることであり、低アスペクト比の矩形翼を対象とする。さらに、3次元翼においては、翼幅方向に波状前縁の形状を変化させることが重要であると考えられることから、翼幅方向に異なる波形付加物を配した波状前縁についても検証する。

2. 実験概要

2.1 実験手法

本研究では、波状前縁が翼の流体力特性に与える影響を解明することを目的とし、広島大学所有の鉛直循環式回流水槽を用いて実験を行った。実験装置の概要をFig.1に示す。対象とする翼模型を支持棒を用いて一様流中に没水させ、翼模型に働く流体力を3分力ひずみ検力計を用いて計測した。本研究で用いる座標系、および各流体力成分をFig.2に示す。本研究で用いる座標系原点は、前縁から1/4翼弦長の翼弦上に定義した。各軸は、翼弦長方向を x 軸、翼厚方向を y 軸、翼幅方向を z 軸とした。計測した流体力は、翼模型の翼弦長方向に働く流体力 F_x 、翼弦長方向と直角方向に働く流体力 F_y 、および前縁から $1/4c$ における z 軸まわりモーメント M_z である。流体力の計測時間は、サンプリング周期 $10ms$ で30秒間とし、必要に応じて複数回計測を行った。

計測される F_x 、 F_y より、翼に働く流体力の主流と直角成分である揚力 L 、および主流方向成分である抗力 D を算出した。また、支持棒に作用する抗力は事前に計測し、計測された翼の抗力 D から差し引いた。評価には、式(1)、(2)、(3)に示す、揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、モーメント係数 $C_{M_{1/4}}$ を用いた。ここに、 ρ は密度、 V は流速、 S は翼面積(平面への投影面積)、 \bar{c} は平均翼弦長である。波状前縁を持つ翼模型の翼面積 S については、波状前縁部を含めた面積とし、平均翼弦長 \bar{c} は翼面積を翼幅長で除したものをを用いた。一様流の平均流速 V は、約 $0.8m/s$ であり、翼模型の翼弦長 \bar{c} を代表長さとしたときのレイノルズ数は、約 1.38×10^5 である。一方、ザトウクジラの捕食時遊永速度を代表流速、胸鰭を代表長さとしたレイノルズ数は、 10^6 オーダー程度であると考えられている⁷⁾。これは水中ロボット等に用いられる、小型の翼におけるレイノルズ数 $10^5 \sim 10^6$ と同程度の範囲である。

迎角 0 度から 22 度の範囲で、NACA0018翼模型を用いて計測した流体力係数の標準偏差の最大値は、それぞれ揚力

係数 C_L : 0.027 、抗力係数 C_D : 0.00601 、モーメント係数 $C_{M_{1/4}}$: 0.00385 であった。これらの値は、各係数の最大値に対して 4% 以下の値である。

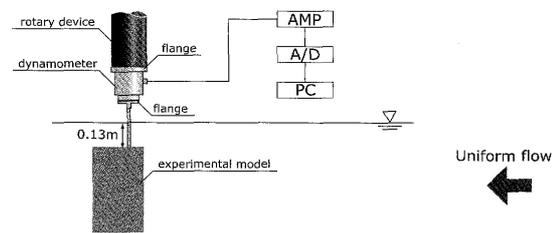


Fig. 1 Experimental setup

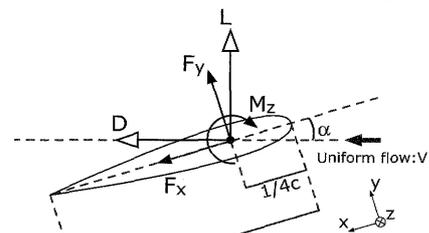


Fig. 2 Coordinate system

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2)$$

$$C_{M_{1/4}} = \frac{M_z}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}} \quad (3)$$

2.2 可視化実験概要

波状前縁まわりの流れ場を明らかにすることを目的として、油点法を用いて可視化実験を行った。油点を塗布した翼模型を実験装置に設置し、流体力計測時と同じ流速下において、油点の軌跡を観察した。流れが定常であるので、油点の描く軌跡は限界流線を示すことになる。

今回の実験では、流動パラフィンとオレイン酸の混合液に、蛍光塗料を添加した液体を、油点として用いた。油点法を用いた実験を行う際には、油点の自重による鉛直方向の移動を制限するために、十分に粘性が高い条件で実験を行う必要がある。しかし、流動パラフィンは水温の変化に伴い、粘性が大きく変化することが知られている。このため、油点を塗布した翼模型を静止した流体内に吊り下げて、自重による油点の移動を確認した。実験を行った30分程度では、自重による油点の移動は確認されなかった。

2.3 翼模型詳細

本実験では、基本翼型として対称翼型であるNACA0018翼型を用いた。翼模型の諸元(Fig.3)は、翼弦長 $c = 250mm$ 、

翼幅長 $b = 400\text{mm}$ 、アスペクト比 $A = b^2/S = 1.6$ である。翼模型は、前縁から $1/4c$ の位置に配した直径 20mm の円柱で支持した。

次に、波状前縁を用いた翼模型の詳細について記す。本研究では、翼型の前縁に波形の形状を付加することで、波状前縁を表現した。Fig.4に波形付加物の概念図を示す。Fig.4に示すように、正弦関数を用いて波形付加物の平面形状 ($x-z$ 平面) を決定した。このとき用いたパラメータは、基本となる NACA0018 翼型の前縁 (Leading Edge) から翼弦長方向への突出を表す高さ d 、および翼幅方向の広がりを表す幅 W の二つである。波形付加物の断面形状 ($x-y$ 平面) は、正弦関数で表した付加量を用いて決定した。波形の形状を付加することによって翼厚に変化を生じるが、NACA0018 翼型の翼厚を超えない形状とした。

実験に用いた波状前縁翼模型の型名、波形付加物のパラメータ、および翼面積を Table 1に、波状前縁翼模型の形状を型別に比較し Fig.5に示す。Table 1の翼面積 S は、基本となる NACA0018 翼模型の翼面積 (0.1m^2) に、波形付加物により新たに付加される面積を加算する表示とした。Fig.5に示すように、波状前縁翼模型は、前縁に六つの波形付加物を配している。また、Fig.5 (a)~(d) に示すように、Type 1、Type 2、Type 3、および Type 4 の波状前縁は、翼幅方向に一樣な波形付加物により構成されている。一方、Fig.5 (e)、(f) に示す、Type 5、Type 6 の波状前縁は、翼中央の翼断面を対称面として、翼端に向けて高さ d の異なる波形付加物により構成されている。このため、Table 1に示す Type 5 および Type 6 の d は、上段から順に、翼端付近、翼端から二つ目、翼中央付近の高さ d を示している。Type 5 は、翼中央に高い波形付加物を、翼端には低い波形付加物を配した波状前縁形状である。一方、Type 6 は翼中央に低い波形付加物を、翼端には高い波形付加物を配した波状前縁形状である。また、Fig.5 (g) および Table 1に示すように、Type 7 は Type 2 と同じ高さの波形付加物により構成されているが、波形付加物の間を滑らかな形状とするために、前縁自体を翼幅方向に変化する正弦関数で表現した。よって、Type 7 の翼弦長は、NACA0018 翼模型の翼弦長よりも短い領域が存在している。

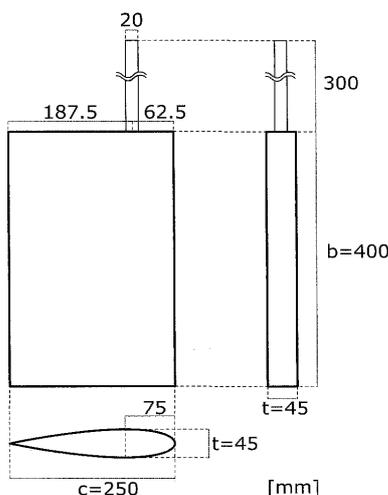


Fig. 3 Experimental model

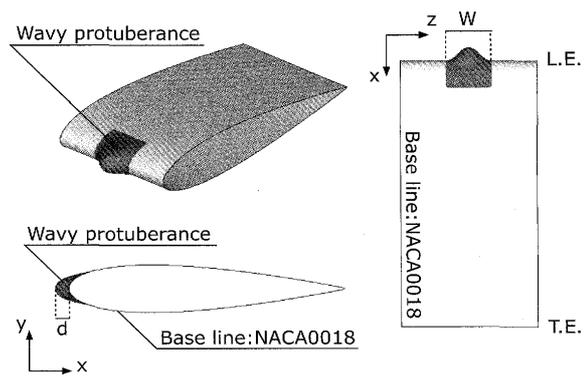


Fig. 4 Wavy protuberance

Table 1 Parameters of wavy protuberances

	d	W	S
Type 1	$5.0\% \times c$	$8.0\% \times c$	$0.1 + 0.75 \times 10^{-3} \text{m}^2$
Type 2	$5.0\% \times c$	$16.0\% \times c$	$0.1 + 1.50 \times 10^{-3} \text{m}^2$
Type 3	$5.0\% \times c$	$24.0\% \times c$	$0.1 + 2.23 \times 10^{-3} \text{m}^2$
Type 4	$10.0\% \times c$	$16.0\% \times c$	$0.1 + 3.00 \times 10^{-3} \text{m}^2$
Type 5	$2.5\% \times c$	$16.0\% \times c$	$0.1 + 1.50 \times 10^{-3} \text{m}^2$
	$5.0\% \times c$		
Type 6	$7.5\% \times c$	$16.0\% \times c$	$0.1 + 1.50 \times 10^{-3} \text{m}^2$
	$5.0\% \times c$		
	$2.5\% \times c$		
Type 7	$5.0\% \times c$	$14.5\% \times c$	$0.1 + 0.04 \times 10^{-3} \text{m}^2$

3. 波形付加物の形状による比較

3.1 波状前縁による失速抑制効果

はじめに、波状前縁による失速抑制効果について確認する。NACA0018 翼型および、翼幅方向に一樣な波形付加物を配した波状前縁 Type 1、Type 2、Type 3 の揚力係数を Fig.6に、抗力係数を Fig.7に、モーメント係数を Fig.8に比較して示す。

Fig.6より、NACA0018 翼型における揚力係数は迎角 22 度で最大揚力係数を示し、迎角 23 度で急激に減少している。このことから、今回用いた模型の失速角を 22 度とする。全ての波状前縁における揚力係数は、22 度以下の迎角では NACA0018 翼型に比べて僅かに低く、揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ も減少している。しかし、22 度以上の迎角においては、波状前縁の揚力係数は NACA0018 翼型より高い。また、揚力係数が最大となった後の揚力係数の減少傾向は、波形付加物の形状によって異なっている。しかし、高迎角における揚力係数の減少傾向は、いずれの形状においても NACA0018 翼型に比べると緩やかであり、急激な失速が抑制されていることが示された。

Fig.7より、全ての波状前縁の抗力係数は迎角 0 度から 18 度の範囲で、基本となる NACA0018 翼型と同じ値を示している。NACA0018 翼型の抗力係数は迎角 23 度で急激に増加している。一方、波状前縁の抗力係数は、揚力係数が減少し始める迎角 19 度から緩やかに増加し始める。波状前縁を用いることで、揚力の急激な減少が抑制されていると同時に、抗力の急激な増加も抑制されており、高い迎角において有利な傾向であると言える。

Fig.8より、NACA0018 翼型におけるモーメント係数は、失速角 22 度を境に、負の値から正の値へと急激に増加している。

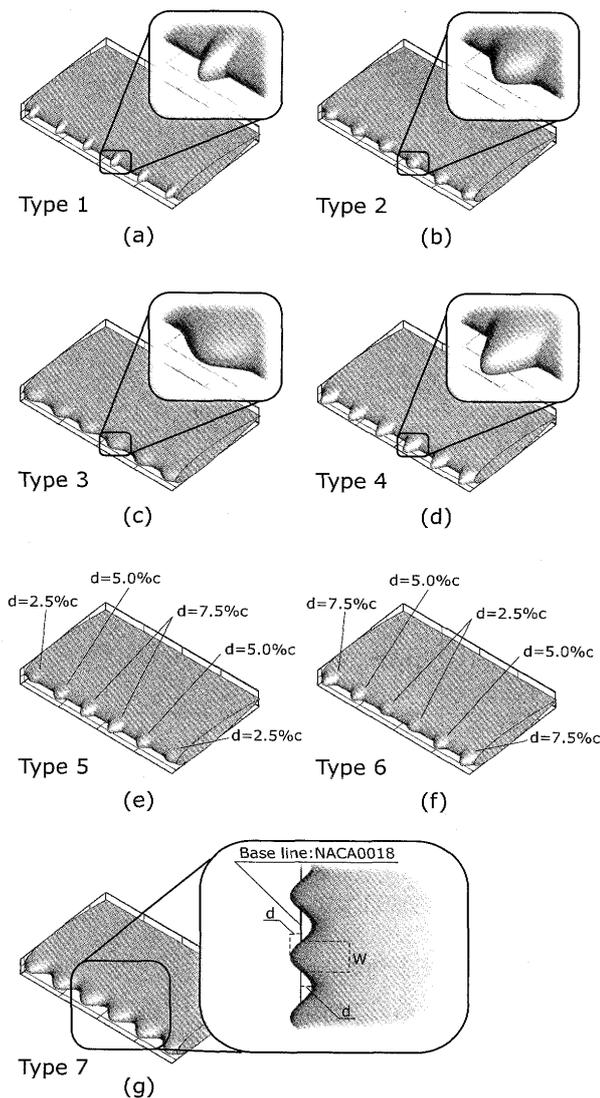


Fig. 5 Experimental models with wavy leading edges

一方、波状前縁におけるモーメント係数は、迎角 19 度付近から緩やかな増加を示しており、急激なモーメント係数の変化が抑制されている。また、波状前縁におけるモーメント係数は、19 度以下の低迎角および 23 度以上の高迎角において、NACA0018 翼型に比べて低い値となっている。低迎角における、波状前縁翼のモーメント係数は、NACA0018 翼型のモーメントに比べて、迎角をより高く取るために翼を回頭させる有利なモーメントである。

3.2 幅 W の与える影響

波形付加物の形状パラメータである幅 W が翼に与える流体力特性を明らかにすることを目的とし、Fig.6を用いて NACA0018 翼型および Type 1、Type 2、Type 3 について比較を行う。Type 1、Type 2、Type 3 は波形付加物の高さ d が等しく、幅 W が異なる形状である。Type 1 が最も幅 W が短く、Type 3

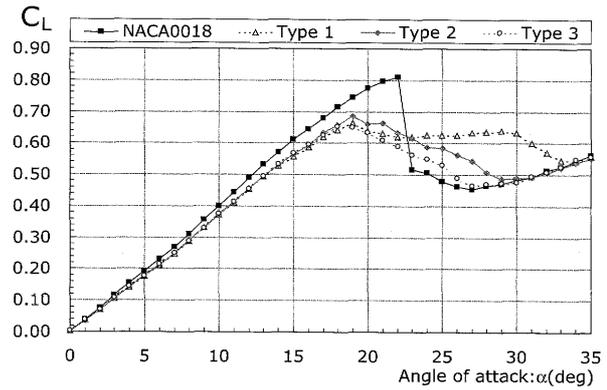


Fig. 6 Dependence of the width of wavy protuberances on lift coefficient

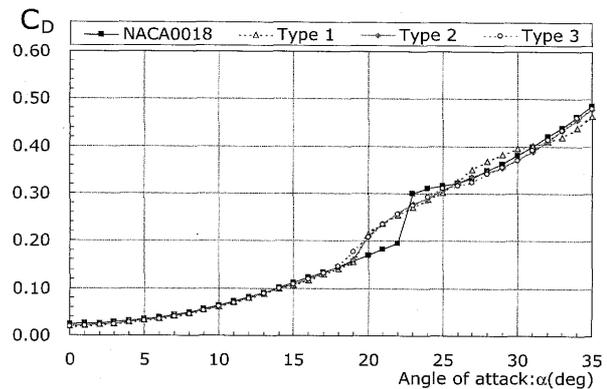


Fig. 7 Dependence of the width of wavy protuberances on drag coefficient

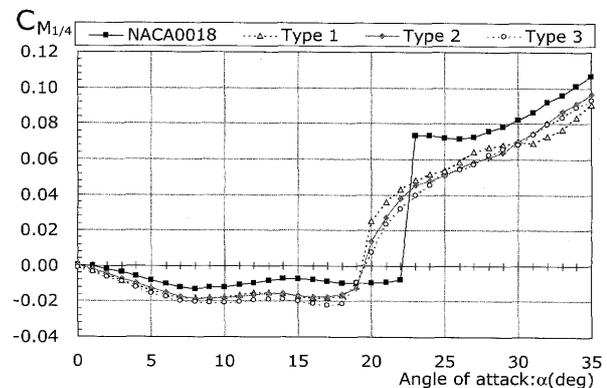


Fig. 8 Dependence of the width of wavy protuberances on moment coefficient

が最も長い形状である。また、全ての波状前縁は、翼幅方向に一樣な波形付加物により構成されている。

Fig.6より、全ての波状前縁は迎角 19 度で最大揚力係数を示し、19 度以上の迎角で揚力係数は減少している。迎角 22 度以下では、各波状前縁ともに、明確な差異はみられない。しかし、23 度以上の迎角においては、波状前縁の形状によって異なる傾向が見られ、Type 1 の揚力係数が最も高いことが確認される。一方、波状前縁の中で最も揚力係数が低いのは Type 3 である。各形状ともに迎角 35 度に近づくと、NACA0018 翼型と同じ揚力係数を示している。また、Type 1 の揚力係数は、迎角 23 度から 30 度の範囲で、ほぼ一定の値を示しており、安定した揚力が得られることが確認される。以上のことから、前縁に付加する波

形付加物は、同じ高さの場合、幅の短い形状が失速特性の改善に効果的であることが分かった。

3.3 高さ d の与える影響

波形付加物の形状パラメータである高さ d が翼に与える流体特性を明らかにすることを目的とし、NACA0018 翼型および Type 2、Type 4 について比較を行う。Type 2、Type 4 は波形付加物の幅 W が等しく、Type 4 の高さ d が、Type 2 の高さに比べて高い。また、両波状前縁は、翼幅方向に一樣な波形付加物により構成されている。NACA0018 翼型および各波状前縁の揚力係数を、Fig.9に比較して示す。

Fig.9より、迎角 21 度までは、Type 2 と Type 4 の揚力係数は同じ傾向を示していることが分かる。しかし、22 度以上の迎角では、Type 4 の揚力係数は Type 2 より高い。以上のことから、前縁に付加する波形付加物は、同じ幅の場合、高さの高い形状が失速特性の改善に効果的であることが分かった。

Type 4 の揚力係数は、迎角 21 度から 28 度の範囲で、一定の値を示しており、Type 4 の波状前縁により安定した揚力が得られることが確認される。この傾向は、先に示した Type 1 と同様の傾向である。Type 1 と Type 4 の波状前縁を構成している波形付加物は、高さ d と幅 W の比で定義される波形付加物の傾斜 d/W が同じ値であり、相似な形状となっている。このことから、波状前縁による失速特性の改善は、波形付加物の傾斜 d/W に依存している可能性がある。しかし、本稿に示す実験結果はこれらのことを明らかにするには不十分であり、今後更に検討していく必要がある。

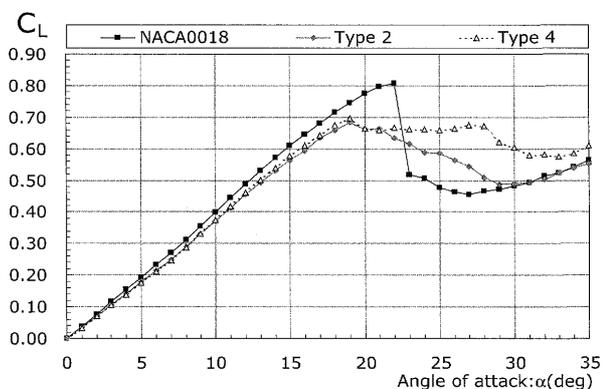


Fig. 9 Dependence of the height of wavy protuberances on lift coefficient

3.4 正弦関数で表された前縁形状の影響

前節までに示した形状は、翼幅方向に一樣な波形付加物を前縁に付加することで、波状前縁を表現した形状となっている。これに対して、Type 7 は前縁自体を正弦関数で表現した波状前縁形状である。Type 7 が翼に与える流体特性を明らかにすることを目的として、基本となる NACA0018 翼型および Type 2、Type 7 について比較を行う。NACA0018 翼型および各波状前縁の揚力係数を、Fig.10に比較して示す。

Fig.10より、Type 7 の揚力係数は、16 度以下の迎角において Type 2 と比べて明確な差異はみられないが、最大揚力係数は Type 2 に比べて低い。また、Type 7 の揚力係数は、迎角 16 度から 26 度の範囲では一定の値を示しており、迎角 26 度から 30 度の範囲では Type 2 よりも高い値となる。以上のことから、

前縁自体を正弦関数で表現した波状前縁は、基本となる翼型に波形付加物を取り付けた波状前縁に比べて、失速特性の改善に効果的でないことが分かった。

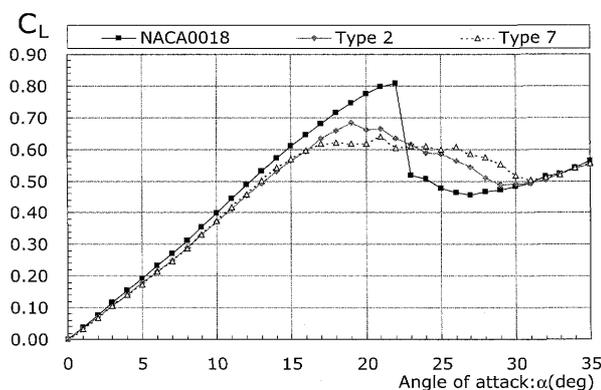


Fig. 10 Dependence of Type 2, Type 7 on lift coefficient

3.5 波状付加物まわりの流れ

前節までの実験結果より、波状前縁を用いた翼が急激な失速を抑制し、高迎角において高い揚力係数を示すことで失速特性を改善することを示した。本節では、波状前縁による失速抑制のメカニズムを、油点法による翼表面流れの可視化により明らかにする。NACA0018 翼型および Type 1、Type 2 の迎角 24 度における可視化結果を Fig.11に、迎角 30 度における可視化結果を Fig.12に示す。すべての可視化結果は、翼中央で対称な結果であった。このため、Fig.11および Fig.12は、各模型における半翼幅のみを示している。また、図に示す黒い点が油点の初期位置を示し、そこから伸びた線が油点の軌跡を示している。

Fig.6で示したように、迎角 24 度において NACA0018 翼型は失速し、Type 1、Type 2 の揚力係数は NACA0018 翼型に比べて高い。Fig.11 (a) に示す NACA0018 翼型の翼面上の限界流線は、翼面上の広い範囲で主流と逆方向を示していることが分かる。限界流線が逆流を示す範囲では、剥離渦が生じていると考えられる。また、翼端渦の影響を強く受ける翼端近傍では、限界流線が主流方向を示しており、翼端近傍では剥離が生じていないことが分かる。一方、Fig.11 (b) および Fig.11 (c) に示す Type 1、Type 2 の黒枠で囲った範囲内に生じる限界流線は、主流方向を示している。このことから、波状前縁によって翼面上の剥離が抑制されていることが分かる。また、Type 1、Type 2 の限界流線は翼端方向に傾いている。このことから、翼端渦が形成されることにより、翼中央から両翼端に向かう流れが生じると推察される。

更に高迎角である迎角 30 度における流れ場について検証を行う。Fig.6で示したように、迎角 30 度における Type 2 の揚力係数は NACA0018 翼型と等しい値を示す。一方、Type 1 の揚力係数は NACA0018 翼型に比べて高い。Fig.12 (a) に示す NACA0018 翼型の翼面上の限界流線は、後縁付近で主流と逆方向を示しているが、翼面上の広い範囲で油点の移動が確認されず、限界流線が得られなかった。これは、NACA0018 翼型の翼面上の広い範囲が死水領域となっていることを示している。また、Fig.12 (c) に示す Type 2 の翼面上の限界流線も、NACA0018 翼型と同様に、翼面上の広い範囲で死水領域となっ

ていることが確認される。一方、Fig.12 (b) に示す Type 1 の黒枠で囲った範囲に生じる限界流線は、翼幅方向または主流方向を示しており、剥離が生じていないことが分かる。ただし、Type 1 の迎角 30 度における限界流線が示す方向は、Fig.11 (b) に示す迎角 24 度の限界流線に比べ、より翼端方向に傾いている。

以上のことから、波状前縁による高迎角での揚力係数増加は、波形付加物の後流において剥離が抑制されることに起因していると推察される。また、剥離が抑制される範囲は、波形付加物の形状および迎角に依存しており、波形付加物が同じ高さの場合、幅の短い形状の方が、より高迎角において剥離を抑制できることが分かった。

4. 翼幅方向における波形付加物の影響

4.1 翼端における波形付加物の影響

翼端における波形付加物が、翼の流体力特性に与える影響を明らかにすることを目的として、Type 2 の翼端における波形付加物を取り除いた Type 2 without tip wavy protuberances (以後、Type 2WT) および、翼端にのみ配した Type 2 only tip wavy protuberances (以後、Type 2OT) の比較を行なう。Fig.13に Type 2WT、および Type 2OT の形状を示す。NACA0018 翼型および各波状前縁の揚力係数を、Fig.14に比較して示す。

Fig.14より、両翼端にのみ波形付加物を配した Type 2OT の揚力係数は、NACA0018 翼型の揚力係数とほぼ同じ値を示すことが分かる。一方、両翼端の波形付加物を取り除いた Type 2WT の揚力係数は、Type 2 の揚力係数とほぼ同じ値を示すことが分かる。これらの結果より、翼端における波形付加物は翼の流体力特性にあまり影響を与えず、波状前縁による失速抑制は、主に翼中央に近い波形付加物によってなされていると考えられる。これは、矩形翼の翼端付近では、翼端渦による影響が支配的であることによると推察される。

4.2 翼幅方向に高さが異なる波形付加物の影響

翼幅方向に高さの異なる波形付加物が翼の流体力特性に与える影響を明らかにするために、NACA0018 翼型および Type 2、Type 5、Type 6 について比較を行う。Type 5 は翼中央付近に高い波形付加物を、Type 6 は翼端付近に高い波形付加物を配している。Type 5 および Type 6 の波形付加物の最大高さは、Type 2 の 1.5 倍、最低高さは 0.5 倍であり、両 Type とも翼端から二つ目の波形付加物は Type 2 と同じ形状である。また、この二つの波状前縁形状の平均翼弦長 \bar{c} 、および翼面積 S は Type 2 と等しく、全ての波形付加物の幅 W も Type 2 と等しい。NACA0018 翼型および各波状前縁の揚力係数を、Fig.15に比較して示す。

Fig.15より、翼中央付近に高い波形付加物を配した Type 5 の揚力係数は、20 度以上の迎角において、Type 2 より高い。一方、翼端付近に高い波形付加物を配した Type 6 の揚力係数は、20 度以上の迎角において、Type 2 より低い。先に示したように、同じ幅の場合、高さの高い波形付加物が失速特性の改善に効果的であり、翼端における波形付加物は失速抑制に寄与しないこ

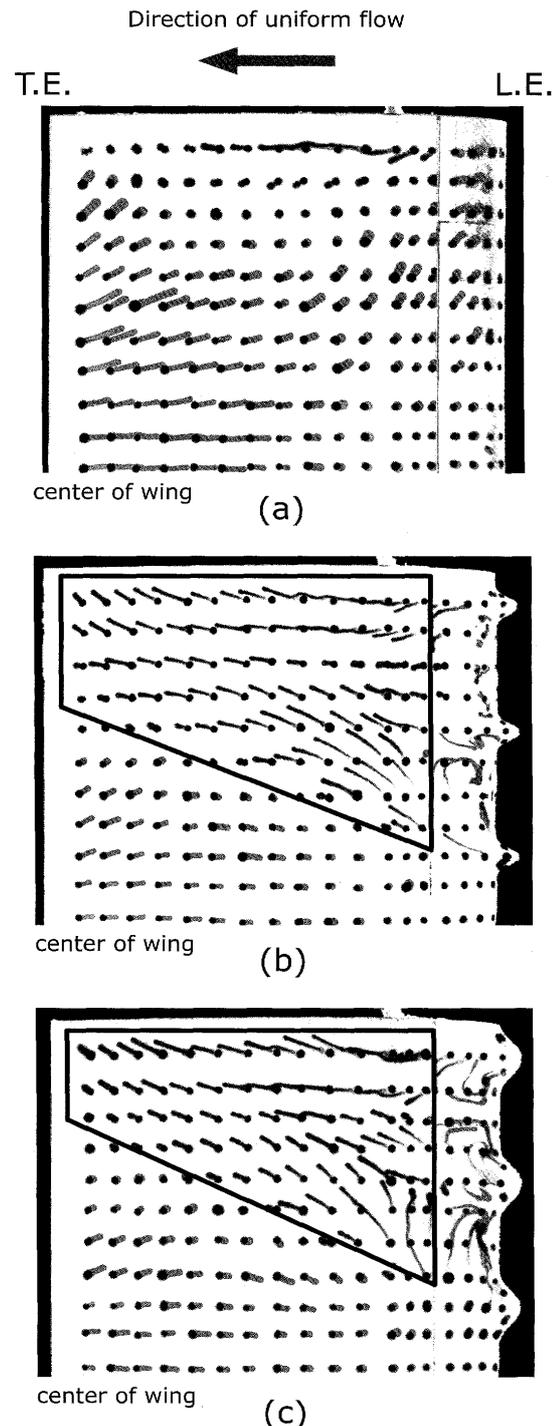


Fig. 11 Visualized flow patterns on the back of wings at $\alpha = 24\text{deg}$, (a):NACA0018, (b):Type 1, (c):Type 2

とが明らかとなっている。Type 5 の翼中央付近の波形付加物は、Type 2 に比べて高さの高い形状になっていることから、高迎角における Type 5 の揚力係数は Type 2 に比べて高い値を示していると推察される。また、Type 6 の翼中央付近の波形付加物は、Type 2 に比べて高さの低い形状になっていることから、高迎角における Type 6 の揚力係数は、Type 2 に比べて低くなると推察される。しかし、翼端から二つ目の波形付加物の形状が Type 2 と同じであるにも関わらず、Type 6 の 20 度以上の迎角にお

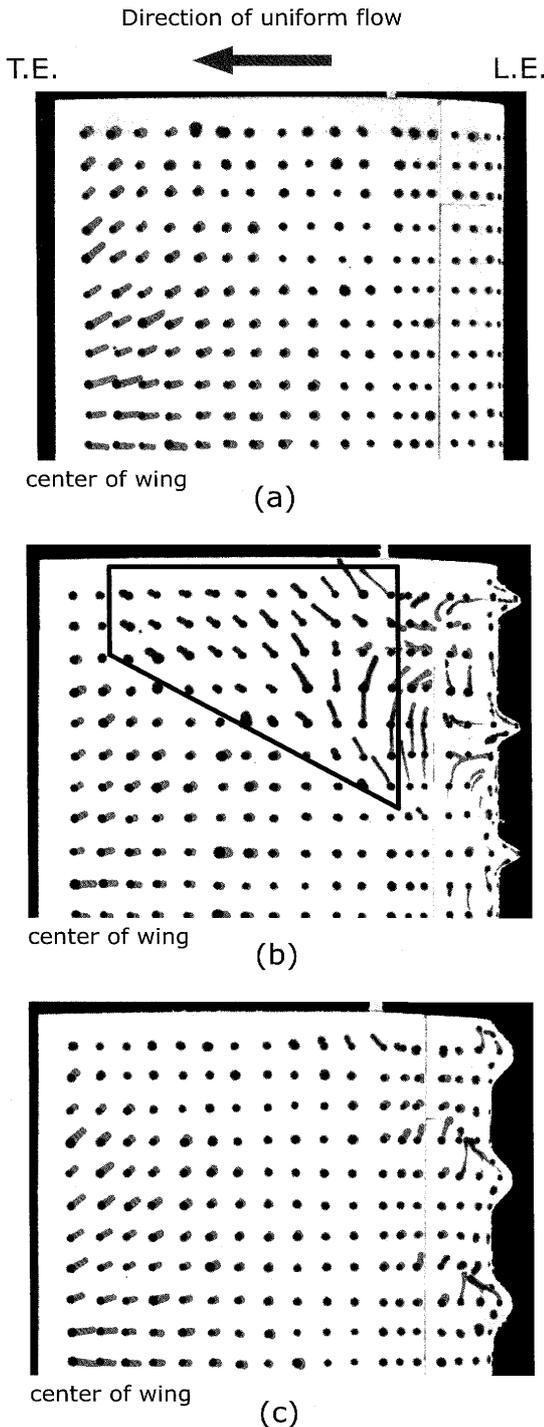


Fig. 12 Visualized flow patterns on the back of wings at $\alpha = 30deg$, (a):NACA0018, (b):Type 1, (c):Type 2

ける揚力係数は、直線的に減少し、NACA0018 翼型に比べても増加がみられない。このことから、波状前縁を用いた翼の失速特性の改善には、翼中央付近の波形付加物の形状が重要であると推察される。

5. 結 言

本稿では、波状前縁を構成する波形付加物の形状、およびスパン方向における波形付加物の位置・形状が、3次元翼の流体力特

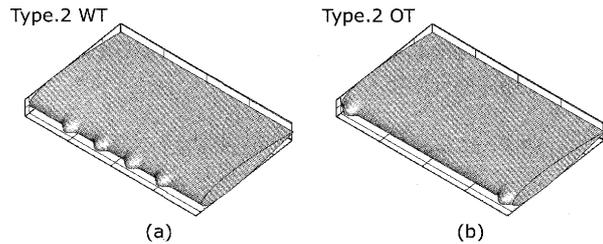


Fig. 13 Experimental model with and without tip wavy protuberances, Type 2WT: without tip wavy protuberances, Type 2OT: only tip wavy protuberances.

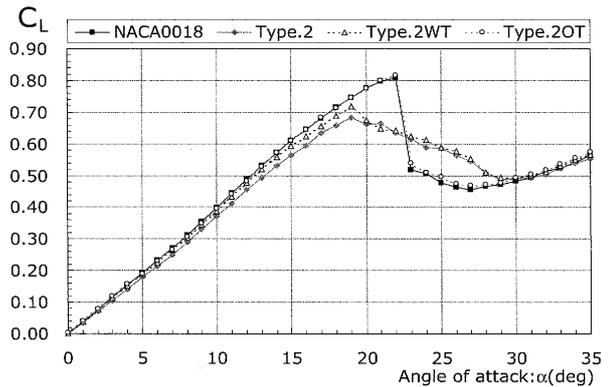


Fig. 14 Dependence of the tip wavy protuberances on lift coefficient

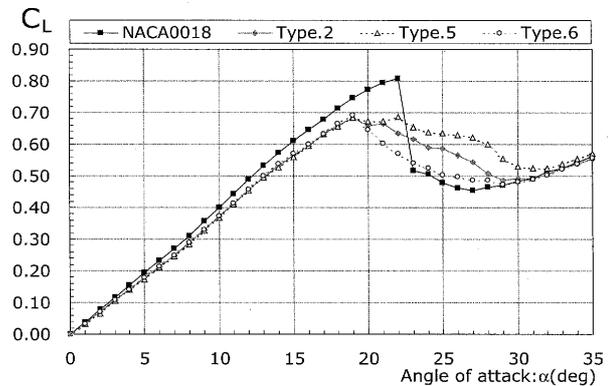


Fig. 15 Dependence of the height and locatin of wavy protuberances on lift coefficient

性に与える影響を明らかにすることを目的として、低アスペクト比の矩形翼を用いた模型実験を行い、以下の知見を得た。

1. 波状前縁を低アスペクト比の矩形翼に用いることで、高迎角における失速抑制の効果が確認された。また、波状前縁を用いることによる、低迎角での抗力増加は確認されなかった。
2. 前縁に付加する波形付加物は、同じ高さの場合は幅の短い形状が、また、同じ幅の場合は高さの高い形状が、失速特性の改善に効果的である。
3. 波状前縁による高迎角での失速抑制は、波形付加物の後流において剥離が抑制されることに起因していると推察され、剥離が抑制される範囲は、波形付加物の形状および迎角に依存している。

4. 翼端における波形付加物は翼の流体力特性に与える影響が無く、波状前縁による失速特性の改善は主に翼中央付近の波形付加物によってなされている。

本稿では、翼中央における波形付加物が失速特性の改善に効果的であることを示した。この結果は、波状前縁をプロペラ後流中における舵として応用する際の有効性を示唆している。今後の課題として、プロペラ後流中での波状前縁の影響を明らかにすることが挙げられる。

謝 辞

本研究は科学研究費補助金、特別研究員奨励費（課題番号：204526）の助成によった。ここに記して謝意を表する。

参 考 文 献

- 1) 黒部雄三：形状変更による舵力特性の変化，日本航海学会論文集，No.111，pp.11-16，2004.
- 2) 館清志：舵面に沿う流れの可視化と舵力特性，航海，No.98，pp.25-35，1988.
- 3) B. J. Wendt and B. A. Reichert：The Modelling of Symmetric Airfoil Vortex Generators，NASA Contractor Report 198501，AIAA-96-0807，1996.
- 4) 小垣哲也，松宮輝，吉水直史，加藤榮二：改良型ボルテックス・ジェネレータによる風力タービン用翼型の性能改善，日本機械学会 2003 年度年次大会講演論文集，No.2，pp.83-84，2003.
- 5) 三好潤，新井洋，土井康明，川島敏彦，西本仁：防食板を有する舵の流体力特性と省エネ配置の検討，日本船舶海洋工学会講演論文集，No.6，pp.139-142，2008.
- 6) H. Hasegawa and S. Kumagai：Adaptive Separation Control System Using Vortex Generator Jets for Time-Varying Flow，Journal of Applied Fluid Mechanics，Vol.1，No. 2，pp.9-16，2008.
- 7) D. S. Miklosovic, M. M. Murray, L. E. Howel, and F. E. Fish：Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers，PHYSICS OF FLUIDS，Vol.16，No. 5，pp.L39-L42，2004.
- 8) David S. Miklosovic and Mark M. Murray, Laurens E. Howle：Experimental Evaluation of Sinusoidal Leading Edges，Journal of Aircraft，Vol.44，No.4，pp.1404-1407，2007.
- 9) H. Johari, C. Henoach and D. Custodio, and A. Levshin: Effects of Leading-Edge Protuberances on Airfoil Performance, AIAA Journal, Vol.45, No.11, pp.2634-2642, 2007.