

平成22年 5月15日現在

研究種目：若手研究（B）  
 研究期間：2008～2009  
 課題番号：20760560  
 研究課題名（和文） 過渡的流体力特性を考慮した高性能翼機構に関する研究  
 研究課題名（英文） A study of high efficiency wing  
 considering its transient fluid-dynamic characteristics  
 研究代表者  
 中島 卓司（NAKASHIMA TAKUJI）  
 広島大学・大学院工学研究科・助教  
 研究者番号：40444707

## 研究成果の概要（和文）：

船舶の舵やフィンなど、時間的に状況が変化する「過渡的条件」で使用される翼の性能向上に向けた基礎研究を行った。状況が一定な「定常条件」で翼の性能を向上する瘤状突起などの「付加物」に着目し、それらが過渡的条件下の翼性能に与える変化を明らかにした。水槽の水流中で運動する翼に働く力を計測する実験と、運動する翼周囲の流れの数値シミュレーションにより、付加物による翼性能変化とその要因となる現象解明を行った。

## 研究成果の概要（英文）：

A fundamental study to enhance performance of a wing under transitional condition, such as a rudder or a fin of a ship, has been conducted. By applying humps or some additional parts on wing, which enhance the wing performance in steady state, wing performance under transitional conditions and its variation given by the parts on the wing have been investigated. Forces acting on a wing that moved in a water flow have been measured in experimental measurements. Numerical simulations of flow around a wing in the similar conditions have also been conducted. Based on these results, variations of wing performance and their elements have been investigated.

## 交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	1,300,000	390,000	1,690,000
2009年度	1,100,000	330,000	1,430,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,400,000	720,000	3,120,000

## 研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・船舶海洋工学

キーワード：非定常流体力、過渡的流体力、ラージエディシミュレーション、翼面付加物

## 1. 研究開始当初の背景

（1）海事流体力学における翼機構

船舶舵におけるシリングラダーやベッカーラダーなどにも見られるように、高性能な翼技術は海事流体力学における基盤技術と言って過言ではない。このような翼機構の性能向上技術の一つとして、渦発生装置 (VG : Vortex Generator) のような翼面付加物を用いる方法が知られている。さらに、近年ではザトウクジラの胸鰭における瘤状突起を模した付加物を伴う3次元翼機構が、幅広い迎角で高揚抗比と高迎角での耐失速性能を発揮することが明らかとなっており、その応用が期待されている。

## (2) 過渡的状态における翼機構

一方、急操舵時のラダーやフィンスタビライザーなど、翼機構はしばしば周囲流れの条件が時間的に変化する環境において用いられる。このため、そのような過渡的な状態における翼の流体力特性は、従来の研究で対象とされてきた定常的流体力特性と並んで重要な性能であるといえる。近年では、回転翼や羽ばたき翼などに関する研究として、過渡的状态における翼性能に関する研究が活発に行われており、定常な翼周り流れとは大きく異なる特性が明らかになっている。しかし、動的な迎角変化による非定常流れ場において翼面付加物の効果を評価した研究や、そのような高性能翼の過渡的な流体力特性に着目した研究は報告例が少ない。

## 2. 研究の目的

前項のような背景から、本研究では急操舵時の船舶舵など過渡的状态における翼機構の性能に着目する。急激な迎角変化に対しても、安定かつ高い揚力を発揮する翼機構の実現のための知見を得ることが本研究の目的である。具体的な手法として、定常状態の一定迎角で翼性能を向上させる翼面付加物が過渡状態において発揮する効果とそのメカニズムについて、実験計測と数値解析の両面から解明し、過渡状態における高性能翼機構の実現を目指す。そのため、以下のような段階的な目標を設定した。

### (1) 過渡的条件下の付加物効果の解明

はじめに、過渡的条件下における翼の流体力特性を確認し、翼面に付加物を付加することによって生じる特性の変化を実験的に解明することを目指した。

定常状態において高最大揚力・高失速角を与えるとされるザトウクジラ胸鰭に倣ったこぶ状突起を主たる対象付加物とし、最大揚力と失速角の特性向上に用いられる一般的な翼面付加物 (VG) も併せて対象とした。そして、それらの翼面付加物によって変化する翼の過渡的流体力特性を明らかにすることを目的とした。

### (2) 各種形状パラメータの影響の解明

次に、付加物が翼の過渡的流体力特性に与える影響が、付加物および翼自体の形状によってどのように変化するかを明らかにすることを目的とした。

翼形状、付加物形状ならびにその配置についてパラメトリックに変化させた実験計測を実施し、翼面付加物を効果的に使用するための知見を得るとともに、付加物の効果が生じる要因を解明するための情報を得ることを目的とした。

### (3) 過渡的流体力特性とその付加物影響の発生要因の解明

最後に、付加物が翼の過渡的流体力特性に与える影響の発生要因を解明することを目指した。

要因解明には過渡的状态の翼回りに生じる乱流流動現象について詳細に把握する必要があることから、数値シミュレーションによる流れの可視化技術を適用することで、過渡的流体力の変化の発生メカニズムを明らかにすることを目的とした。

## 3. 研究の方法

### (1) 回流水槽を用いた検力実験

過渡的流体力特性ならびに定常流体力特性を実験的に計測するため、本研究では広島大学工学部所有の鉛直型回流水槽を使用した。流速はおよそ  $0.8\text{m/s}$  とし、以下に述べる各条件において翼に作用する流体力を計測した。計測には3分力計 (日電電機社製 LMC-3501-100N) を使用し、分力計の出力は A/D コンバータ (キーエンス社製) を介して PC で記録した。サンプリング周期は 10 ミリ秒である。計測システムのプロットを図 1 に、翼模型の一例を図 2 に、それぞれ示す。

(2) 付加物付き翼の定常流体力特性の検証  
はじめに、定常状態における流体力特性を明

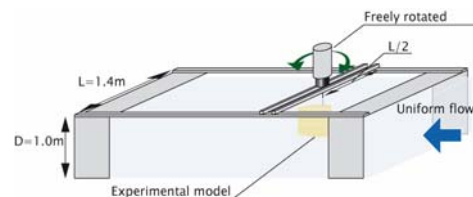


図 1 回流水槽を用いた実験計測概要図



図 2 翼模型例



図 3 加振用機構

らかにするため、翼面付加物の無い矩形翼と付加物を伴う同型翼とを対象として定常流体力特性の検力実験を行った。基準翼として、船舶舵を想定したアスペクト比  $A$  が 1.6 の NACA0018 翼型 (翼厚  $0.18c$ ) を対象とし、模型スケールは翼弦長  $c$  を 250mm とした。翼弦長と水槽流速によるレイノルズ数はおよそ  $1.0 \times 10^5$  となる。なお、定常流体力の計測値は、失速角に対して十分小さい迎角で 30 秒間の平均値、流体力の時間変動が大きい失速近傍と失速後の迎角条件では 120 秒間の平均値とした。迎角条件については -6 度から 35 度ないし 40 度まで 1 度間隔で計測を行った。

#### ①翼面付加物による影響の検証・解明

付加物形状による効果の検証として、翼前縁のこぶ状突起を付加した「こぶ付翼」と翼面上に平板状の小突起を付加した「VG 付翼」を対象として定常流体力の計測を行った。翼前縁に付加したこぶ状突起は図 4 に示すような形状で、突起高さ  $h$  を  $0.05c$ 、突起幅  $w$  を  $0.08c$  とし、6 つの突起をスパン方向に等間隔配置した。一方、VG 付翼の VG としては、長さが  $0.05c$ 、高さが  $0.02c$  の矩形の薄平板の計 11 対を、翼前縁から  $0.11c$  後方を先端にスパン方向に等間隔配置した。1 対の平板は下流側が狭まったハの字型に配置されており、主流に対する傾きを 20 度、2 平板間の最小間隔は  $0.05c$  とした。

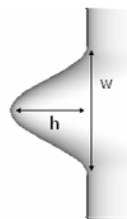


図 4 こぶ状突起

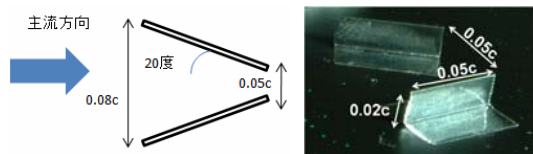


図 5 Vortex Generator(VG) 形状

#### ②翼形状の差異に対するこぶ状付加物の影響の変化の解明

また、こぶ付翼に関して、アスペクト比ならびに翼厚を変化させた翼での定常流体力計測を行い、翼形状が異なる際に生じる定常状態でのこぶ状突起の効果について検証した。対象は、アスペクト比  $A$  を 3.9 ならびに 5.1 とした翼 (ただし翼弦長  $c$  は 125mm) と、翼厚を  $0.12c$  ならびに  $0.24c$  とした翼 (NACA0012 ならびに NACA0024) である。こぶ状突起形状は、翼厚変化にあわせて同方向に相似なものとし、スパン方向間隔と突起幅は、翼弦長に対して同じ割合となるよう配置した。

#### (3) 過渡的流体力特性の実験計測

次に、回流水槽を用いた検力実験装置に過

渡的流体力の計測機構を付加し、付加物付き翼機構の過渡的流体力特性を計測した。本研究では、図 3 のように検力計の台座部に回転アクチュエータ (オリエンタルモータ社製 DG130R-ASMA) を組み込み、翼模型を含めた検力部から先の部位を回転運動することで、迎角を動的に制御可能な計測機構を構築した。制御器 (オリエンタルモータ社製 EMP2002) 上の動作プログラムにより翼の迎角が周期的に時間変化する状態を作り出すとともに、同制御器の汎用出力から同期信号を出力することによって周期運動時の同期計測を可能にした。これにより、過渡的流体力の検力と計測結果の位相平均処理を実現し、回流水槽設備での過渡的流体力の計測技術を確立した。従って、以降に述べる過渡的流体力特性に関しては、周期変動時の位相平均値として得られたものである。

#### ①翼面付加物による過渡的流体力特性への影響の解明

翼機構の過渡的流体力特性を検証するとともに、翼面付加物がその特性に与える影響を明らかにするため、定常流体力計測と同様な基準翼ならびに付加物付き翼を対象に、過渡的条件下での検力実験を行った。付加物付き翼には、先の定常実験と同様、こぶ付翼ならびに VG 付翼を用いた。なお、模型強度の問題からアスペクト比に関しては 1.6 の基準翼のみとした。過渡的条件としては、迎角が正弦振動する動的状態を対象とし、船体動揺を抑制するフィンスタビライザーを参考に、変動の無次元周波数  $k (=fc/U)$  を 0.02 と設定した。これは、先述の流速条件 ( $0.8\text{m/s}$ ) ならびに翼弦長  $c (=0.25\text{m})$  より、実時間でおよそ 14 秒に相当する。迎角の変動範囲は、基準翼の失速角前後となる 15-25 度および 20-30 度とした。

#### ②迎角変動条件の差異による過渡的流体力特性に対する付加物影響の変化の解明

過渡的条件の差異によって、過渡的流体力特性への付加物影響の変化を明らかにするため、迎角変動の無次元周波数  $k$  が 0.04, 0.02, 0.013 の 3 ケース対して過渡的流体力の検力実験を行った。これにより、変動周波数による過渡的流体力特性への付加物影響の変化を調査解明した。

#### ③翼形状の差異によるこぶ状付加物の過渡的流体力特性への影響変化の解明

付加物を付加する翼形状の差異によって、過渡的流体力特性に与える影響の変化を明らかにするため、翼厚の異なる付加物無し矩形翼とこぶ付翼に対して、過渡的流体力の検力実験を行った。ここで、翼厚によって付加物無し矩形翼の失速角が異なることから、迎角の変動範囲を 15-25 度および 25-35 度と設定した。変動周波数は  $k=0.04$  とした。

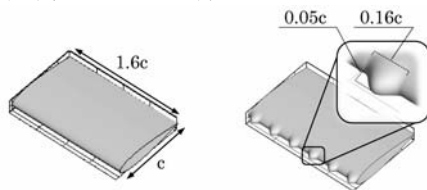


(4) 乱流の数値シミュレーションによる現象解明

翼回りの流れ現象の詳細解明のため、翼回り乱流場の数値シミュレーションを実施した。ここでは、時間的に変化する乱流場の数値解析手法として適している、ラージエディシミュレーション (LES) を用いて解析を行った。以下にその詳細を述べる。

①解析対象

解析対象はアスペクト比 1.6 の矩形翼とし、付加物の無い NACA0018 翼型の基準翼と、幅  $0.16c$ 、高さ  $0.05c$  のこぶ状付加物をスパン方向に等間隔で 6 つ付加したこぶ付矩形翼の 2 種とした (図 6)。過渡的条件としては、迎角に  $15^\circ$  から  $25^\circ$  の区間で一定周期の正弦振動を与えた。変動周波数は無次元値  $St (=fc/U)$  で  $0.04$  とした。なお、同こぶ形状の実験計測についても合わせて実施した。



(a)基準翼(NACA0018)

(b)こぶ付翼

図 6 対象翼形状

②解析手法

対象とする翼周囲流れは充分低 Mach 数であるため、非圧縮性流体を仮定した Navier-Stokes 方程式を支配方程式とした。翼の運動を表現するための境界移動法として ALE 法 (Arbitrary Lagrangean Eulerian) を用いた。

解析には節点中心ベースの非構造格子有限体積法による乱流解析ソフトウェアである FrontFlow/red を用いた。LES 解析におけるサブグリッドスケール乱流モデルには Dynamic Smagorinsky モデルを用いた。

③解析条件

解析対象領域は図 7 のような直径  $24c$ 、幅  $12c$  の円筒状とし、中央に対象翼を配置した。翼後方境界を自由流出境界、翼前方と上下方の境界を一定流速による流入境界、側方境界をすべり壁境界とした。翼面上はすべり無し壁面としたが、翼面上の境界層に対して翼面法線方向の空間解像度が不足する場合を想定して、壁法則に基づく 2 層切換え型の境界モデルを用いて摩擦応力を評価した。

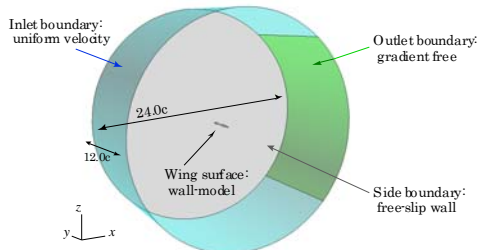


図 7 数値解析領域と境界条件

4. 研究成果

(1) 付加物付き翼の定常流体力特性の検証

①翼面付加物による影響の検証・解明

こぶ状付加物ならびに矩形平板付加物による定常流体力特性の変化を確認し、矩形翼における流体力特性の変化として、既往の研究による結果と定性的に一致する結果を得た (図 9)。その特徴は以下のとおりである。

- ・こぶ状突起の付加により、失速に伴う急激な揚力低下が抑制され、失速角以上の迎角条件において揚力係数が増大する。その一方で、失速角以下の迎角条件では揚力係数が減少するため、最大揚力係数は減少する。
- ・VG の付加により失速角は変化しないが、失速前揚力が増大し、最大揚力係数が向上する。

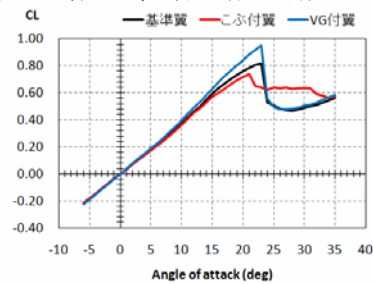


図 8 翼面付加物による揚力特性の変化

②翼形状の差異に対するこぶ状付加物の影響の変化の解明

翼形状パラメータであるアスペクト比と翼厚の変化に伴う、こぶ状付加物の効果の変化として、以下のような計測結果が得られた。

アスペクト比の増大に伴って矩形翼全体に対する相対的な翼端影響が変化するため、図 9 に示すように基準翼の失速角は減少し、失速に伴う揚力低下量は増大する。一方で、いずれのアスペクト比においてもこぶ状突起は失速による急激な揚力低下を抑制することが示された。このため、アスペクト比の増大に伴って、こぶ状付加物による失速前の揚力低下量は減少し、失速後の揚力増大量は増大した。すなわち、翼端影響が相対的に小さくなると、こぶ状付加物の影響がより効果的に表れることが示された。また、翼端渦の影響を排除した有効迎角による評価では、最大揚力迎角にはアスペクト比依存性が現れておらず、本研究で対象とした範囲内では、こぶ状付加物の定性的な効果はアスペクト比に依らないことが示された。

翼厚の増大に伴い、図 10 に示すように、基準翼の失速に伴う揚力低下量が増加する。このような基準翼の流体力特性の変化に対して、こぶ状突起の影響と考えられる失速前迎角での揚力低下と失速後の揚力上昇も、ともに増加した。また、最も薄い翼厚 12% の翼型では最大揚力係数でこぶ付翼が基準翼を上回った。これは、付加物による失速後揚力の増大効果が、失速角近傍における平均的揚力を増大させたためであると考えられる。

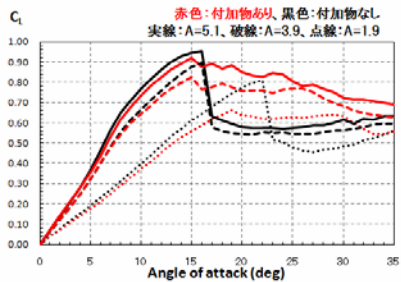


図9 アスペクト比が異なるこぶ付翼および基準翼の揚力特性の比較

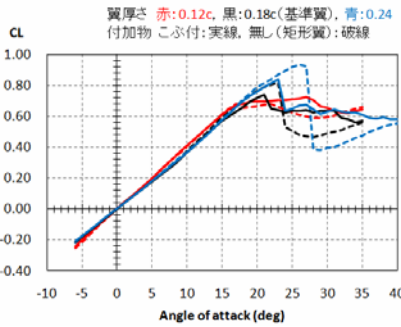


図10 翼厚が異なるこぶ状突起付翼および基準翼の揚力特性の比較

(2) 過渡的流体力特性の実験計測

①翼面付加物による過渡的流体力特性変化

迎角が時間的に正弦振動する過渡的な条件下では、迎角の増大時と減少時で揚力値が異なり、図11に示すように揚力-迎角グラフにはループが描かれる。また同図は、定常状態の流体力特性を変化させる翼面付加物によって、過渡的流体力特性も変化することを示している。こぶ状突起を付加することにより、基準翼の失速角に対して低迎角側の変動（迎角15-25度）においては、迎角減少時に揚力が低下しているが、失速角よりも高迎角側での振動時（迎角20-30度）では平均的に高い揚力を維持しており、変動幅も小さい。

一方VG付翼では、失速角に対して低迎角側の変動では高い揚力を示し、迎角減少時における揚力低下も極めて小さい。しかし、失速角に対して高迎角側での迎角変動時には、ほぼ基準翼と同じ揚力特性を示しており、付加物の影響が消失する。以上より、基準翼の失速角以下ではVG付翼によって揚力上昇と揚力変動の抑制が得られ、失速角以上の高迎角での過渡的条件下ではこぶ状突起が揚力変動の抑制に有効であることが示された。この傾向は、失速前後の定常流体力に関する付加物の効果と類似しているとも言える。

②迎角変動条件の差異による過渡的流体力特性に対する付加物影響の変化の解明

変動周波数が異なる場合の過渡的流体力特性に対する付加物影響の変化を図12に示した。同上図の迎角15-25度の変動に対しては、基準翼と各付加物付の翼で周波数に対する揚力特性変化の様子が異なっている。基

準翼（黒線）では $k=0.013$ （実線）と $0.02$ （破線）の間で揚力変化を表す曲線の形状が楕円状から三角形に変化しているが、こぶ付翼（赤線）ではその境界が $k=0.02$ （破線）と $0.04$ （点線）の間にある。さらにVG付翼（青線）では、曲線の形状変化は生じていない。三角形の揚力曲線は迎角減少時に揚力が急激に低下する現象を意味しており、これがより高い周波数の変動まで発生しないことは、安定な流体力特性であることを表している。すなわち、翼面付加物は過渡状態の流体力特性を安定化し、主に失速角以下で変動する場合にはVGの付加がより効果的であった。

一方、図12下図の迎角20-30度の変動時には、変動周波数に対するいずれの翼の揚力曲線の変化の傾向も定性的に一致しており、いずれの周波数でもこぶ付翼の揚力が高く、また揚力変動量が小さくなっている。

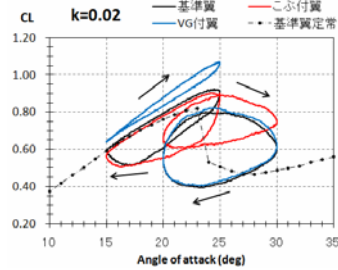


図11 過渡的揚力特性の比較 ( $k=0.02$ , 迎角  $\alpha$  (deg.)=[15, 25], [20, 30])

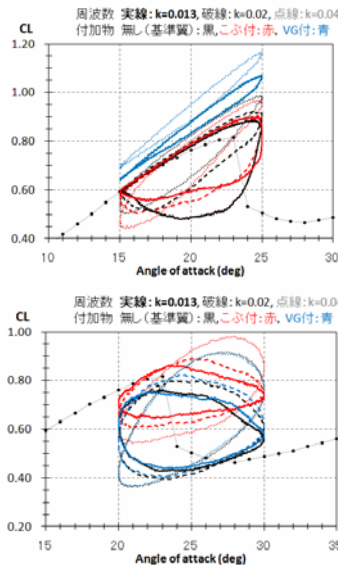


図12 変動周期の差異による過渡的揚力特性の変化 (迎角  $\alpha$  (deg.)=[20, 30]: 上図,  $\alpha$  (deg.)=[25-30]: 下図)

③翼形状の差異によるこぶ状付加物の過渡的流体力特性への影響変化の解明

図13は翼厚が異なる際の翼の過渡的流体力特性にこぶ状付加物が与える影響を示している。失速に伴う揚力変動を抑制するこぶ状付加物の効果は過渡的条件下でも基本的に有効であり、そのような迎角条件で変動

させた場合には揚力変化を抑制する効果を示すと考えられる。ただし、図中の迎角 25-35 度間の変動時のように迎角変化に対する定常揚力の変化がこぶ付翼においてより大きくなる迎角範囲の変動では、過渡的にもこぶ付翼の揚力変動が大きくなるケースがある。

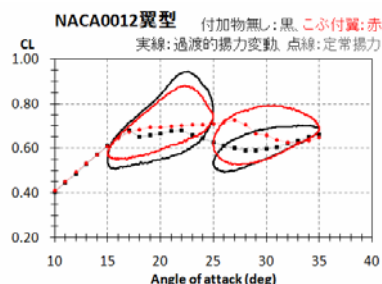


図 1 3 翼厚を変化させた際の過渡的揚力特性の比較の一例（翼厚 0.12c の場合）

### (3) 数値シミュレーションによる現象解明

#### ①数値解析による過渡的流体力予測の評価

過渡条件下の LES 解析によって得られた揚力変化曲線を実験計測結果と比較したものを図 1 4 に示す。こぶ付翼については、迎角の時間的な変化に伴う過渡的な揚力変化が計測結果と良く一致しており、過渡的な流動現象とその変化が精度よく再現されていると考えられる。一方、付加物のない基準翼については、LES 解析における迎角減少時の揚力の低下が計測値よりも大きい。これは、迎角減少時に生じる翼上面での流れの剥離とそれに伴う翼上面での圧力上昇が発生するまでに要する時間、すなわち迎角の過渡的变化に対する流れ場の応答速度の予測に誤差があり、これは LES 解析では剥離がより速く生じたことによるものである。

このように、計測値との比較による数値予測の妥当性評価では、条件によって現象の応答予測に時間的な誤差を含む場合もあると考えられた。しかし、翼面付加物有無の 2 ケースの比較においては、迎角減少時にこぶ付翼の揚力がより低下する傾向を定性的には再現しており、定性的評価には本 LES 手法を用いた検討も充分適用可能であると考えられる。

なお、ここで比較対象としたこぶ付翼は先述の通り幅  $w$  が 0.16c であり、先の実験で用いた  $w=0.08c$  のこぶ状付加物の場合と両者の実験計測値を比べると、幅 0.16c のこぶ付翼の方が、迎角減少時の揚力減少幅が大きい。

#### ②流れの可視化に基づく検討

解析結果を可視化したデータを基に、動的状態における翼周囲の流動現象ならびに過渡的現象に対して付加物が与える影響を検討した。動的迎角変化が翼回りの流れ場に与える影響を示し、同条件下で波状前縁を持つ矩形翼が翼前縁から上方へと放出される大規模剥離渦と干渉する流れを形成すること

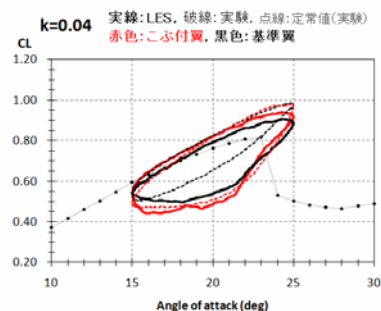


図 1 4 数値解析による過渡的揚力の比較

を示した。また、その干渉により大規模剥離渦の崩壊が早まり、微細化した流れ構造の一部が翼上面側に留まる期間が変化するため、過渡的な条件変化に対する流れ場の応答速度が異なることを示した。

#### ③今後の課題

今後は、数値解析手法や乱流モデルの改良により定量的な予測精度、特に流れ場の時間的応答に関する予測精度を向上させるとともに、より多くの過渡条件下での解析を実施する必要がある。これにより、多様な条件下での付加物による過渡的流体力特性への影響の要因についてより詳細に調査解明すれば、失速に伴う揚力変動をより効率的に抑え、過渡的状态における流体力変動が小さい翼付加物の開発が可能になると考えられる。

### 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 0 件)

[学会発表] (計 1 件)

中島 卓司, 新井 洋, 土井 康明, 陸田 秀実,  
“波状前縁を用いた振動翼の LES 解析”, 第 23 回数値流体力学シンポジウム, 2009 年 12 月 18 日, 仙台市民会館

### 6. 研究組織

#### (1) 研究代表者

中島 卓司 (NAKASHIMA TAKUJI)  
広島大学・大学院工学研究科・助教  
研究者番号：4 0 4 4 4 7 0 7

#### (2) 研究分担者

( )

研究者番号：

#### (3) 連携研究者

( )

研究者番号：