

渦法を用いた複合翼まわりの流れの数値実験

Numerical experiment of flow around a compound airfoil by use of vortex method

○ 横井嘉文, 防衛大, 神奈川県横須賀市走水 1-10-20, yokoi@nda.ac.jp

Yoshifumi YOKOI, National Defense Academy of Japan, 1-10-20 Hashirimizu Yokosuka Kanagawa

A numerical experiment around a compound airfoil was performed using a vortex method. The compound airfoil consists of a front airfoil (NACA0012 type), a fixed wing, and a rear airfoil (NACA0012 type), and it assumes the rudder of a submarine. In the numerical experiment, the angle of attack of the front airfoil and the rear airfoil was changed, and the magnitude of the gap between these movable airfoils and the fixed wing was changed. The Reynolds number was $Re = 3.8 \times 10^5$. The fluid force and the flow pattern were investigated. As a result, total lift was greatly produced, when both airfoils attached the same attack angle as the same direction. It was found that the total lift with large one where the gap between these movable airfoils and fixed wing is larger can be obtained. It was found that the rear airfoil governs the flow of the compound airfoil.

1. 緒言

近年の潜水艦の「舵」は船の構造上の理由からプロペラ（推進機）の上流側に設けられているため、航海時よりも入港時は舵の効きが悪くなる。そのため舵の効きを向上する対応策が求められている。効きの良い舵を検討するにあたっては、発生する揚力と偏向する流れについて調査することが肝要となる。入港時のような遅い移動速度（相対流速）において、大きな揚力を得るためには、翼の面積を増大させることが有効である。実例として、航空機では主翼の下から補助翼を出して翼の面積を増大させているし、ヨット等の帆船においても 2 重に帆を張ることより翼の面積を増大させている。^{(1) - (5)} 著者の研究グループではこれまでに、マグロのヒレの配置を参考に複数の舵を直列に配置した状態での翼まわりの数値実験を行ってきた。⁽⁶⁾ 複数の翼を直列に配置したその間隔を狭くすると、それはひとつの複合翼になる。本研究では、ひとつの固定翼（ステー、丸まった端部を持つ平板）の前後に可動翼（NACA0012）をそれぞれ配置してひとつの複合翼を構成した。その複合翼まわりの流れの数値シミュレーションを渦法を用いて行い、フローパターンや流体力特性の調査を行った。

2. 数値計算

数値計算実験装置は市販のノートタイプパソコン（NEC, LaVie）と計算ソフト（College Master Hands; UzuCrise 2D ver.1.1.3 ver. H）から構成されている。用いた数値解析手法は渦法である。物体は渦パネルで表現され、境界層はく離により生成される速度せん断層は粘性コアを持った離散渦に置きかえられはく離点より流れの中に時々刻々導入される。渦法の解析手法の詳細や計算精度

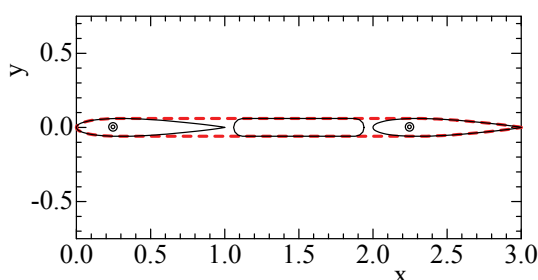


Fig. 1 Shape of the compound airfoil; tandem arrangement of a movable airfoil, a fixed wing, and a movable airfoil.

については文献 (7) - (9) を参照されたい。

複合翼の断面形状を図 1 に示す。その複合翼の全長は 3m であり、前後の可動翼の長さ（翼弦長 c ）はそれぞれ 1m である。構造上、可動翼と固定翼の間にはすき間が必要である。そのためすき間の大きさにより固定翼の長さを変えられた。可動翼の形状は NACA0012 翼型であり、渦度が分布した 80 枚のパネルで形作られている。固定翼の形状は両端部が半円状の丸みをもった平板で渦度が分布した 58 枚のパネルで形作られている。

本計算では非圧縮粘性流れを 2 次元で行った。ここで、対象物は潜水艦の舵（ラダー）であり、入港時の接岸時の速度 1 ノット（0.5m/s）を想定した。それゆえ、可動翼の翼弦長と速度に基づくレイノルズ数は $Re=3.8 \times 10^5$ となる。計算は $T=N \Delta t/c$ で定義される無次元時刻 $T=5$ まで行われた。ここで、 N は繰返し計算回数、 Δt はタイムステップである。なお、無次元時刻 $T=5$ は実時間 10 秒に相当する。計算領域は流れ方向（x 方向）で -2m から 15m の範囲、流れと垂直方向（y 方向）で $\pm 10m$ である。ここで原点は複合翼の前方の可動翼の揚力中心とした。以後便宜上、前方の可動翼を第 1 翼、後方の可動翼を第 2 翼と呼び、固定翼をステーと呼ぶ。

主な計算パラメータは可動翼とステーとのすき間と可動翼の迎え角である。ここで、すき間の大きさは 2 種類で 60mm と 15mm である。複合翼の全長は 3m で可動翼の長さは変えないので、それぞれのすき間に対するステーの長さは 880mm と 970mm となる。迎え角の設定は 5° 、 10° 、 15° である。ここで、可動翼の迎え角の状況は 2 通りある。そのうちのひとつは両翼の迎え角が同じ場合である。このケースは以下の 3 種である。 $(\alpha_1^\circ, \alpha_2^\circ) = (5^\circ, 5^\circ)$ 、 $(10^\circ, 10^\circ)$ 、 $(15^\circ, 15^\circ)$ 。もうひとつは片方の翼に迎え角が付く場合である。このケースは以下の 6 種である。 $(\alpha_1^\circ, \alpha_2^\circ) = (0^\circ, 5^\circ)$ 、 $(0^\circ, 10^\circ)$ 、 $(0^\circ, 15^\circ)$ 、 $(5^\circ, 0^\circ)$ 、 $(10^\circ, 0^\circ)$ 、 $(15^\circ, 0^\circ)$ 。

3. 計算結果

固定翼単体のフローパターンと流体力特性の調査を行った。なお、その固定翼は前後の可動翼の支えとして用いられるので、迎え角無しの状態で行われた。図 2 と図 3 に全長 880mm と 970mm の固定翼のフローパターンと流体力の時刻歴をそれぞれ示す。両者において、固定翼の長さは異なるが、形が同じなのでフローパターンと流体力特性はどちらも同じになる事が知れた。この固定翼の抗力係数は $C_D=0.0035$ であった。本計算手法で NACA0012 翼の抗力係数を求めた結果は $C_D=0.0072$ であり、本提案の固定翼

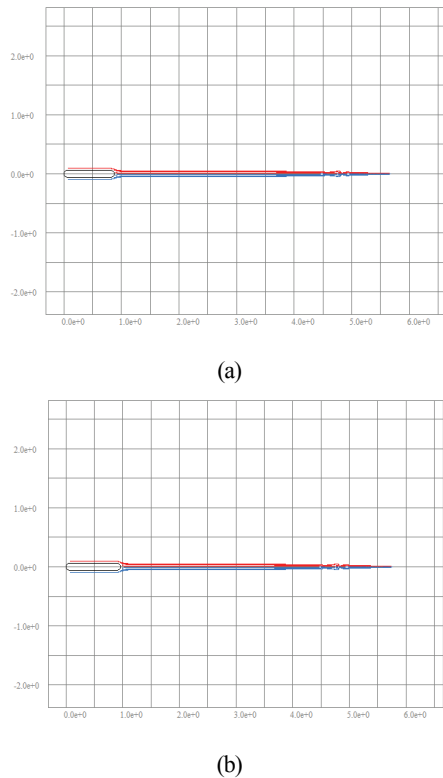


Fig. 2 The flow pattern of a fixed wing, (a) the wing length is 880mm, (b) the wing length is 970mm.

の方が小さく、良好な形状である事が分かった。

複合翼としての性能調査を行った。図 4 と図 5 に 880mm と 970mm ステア前後の両可動翼に同じ迎え角 (5° , 10° , 15°) を付けた場合の複合翼のフローパターンを示す。図 6 と図 7 には同じ状況の複合翼の流体力の時刻歴を示す。ここで、横軸は無次元時刻、縦軸は揚力係数 C_L (赤線表示) と抗力係数 C_D (青線表示) である。図中の一点鎖線は第 1 翼、二点鎖線は第 2 翼、破線は固定翼、実線は総和である。フローパターンを示す図 (図 4 と図 5) から、いずれの迎角の場合も第 1 翼からの流れは固定翼の下側に流れ込み、固定翼や第 2 翼の流れは翼に沿うように流れているのが見て取れる。迎え角が 15° の場合、第 1 翼の負圧側にはく離包が形成されている。また第 2 翼の圧力側に流れの乱れが生じている事が分かる。フローパターン上ではすき間の大きさによる差異が確認できない。流体力の時刻歴を示す図 (図 6 と図 7) から、第 1 翼において乱れが無く時刻の経過により揚力係数が増大している。一方、第 2 翼には第 1 翼と固定翼からの流れ込みがあるため乱れが生じている。この事を受け、総合的な揚力にも乱れが生じることになる。同じ迎え角が付いているにもかかわらず状態によって第 1 翼と第 2 翼の揚力係数の大小関係が異なる事が示された。970mm ステアにおいて、迎え角 5° の場合は他の場合と異なり、第 1 翼が第 2 翼より小さくなっている。いずれの固定翼において一時的に負の揚力が発生している事が見て取れる。各条件で得られた揚力係数の結果を表 1 に示す。ここで、本計算手法で得られた NACA0012 翼の揚力係数は迎え角 5° では 0.5400、迎え角 10° では 1.1831、迎え角 15° では 1.6403 であった。いずれの場合でも、総合揚力は単独の NACA0012 翼の場合よりも大きい結果を得た。(表中の下線は単独の場合より大きい事を示している。) 880mm ステアと 970mm ステアを比較すると、可動翼と固定翼のすき間が大きい方が乱れの振幅が小さいため、その用途に

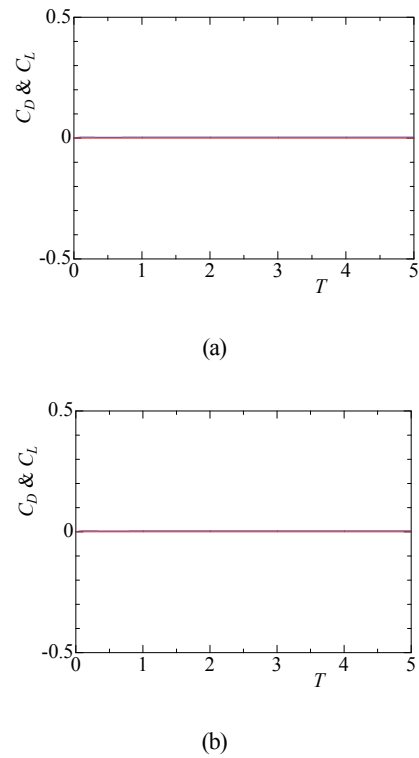
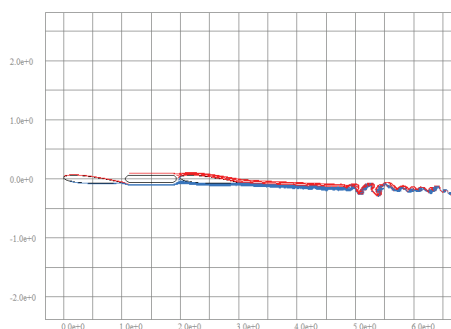


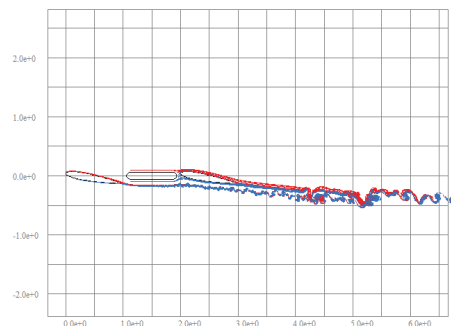
Fig. 3 The time history of the fluid force characteristics, (a) the wing length is 880mm, $C_D=0.0035$, $C_L=0.0$, (b) the wing length is 970mm, $C_D=0.0035$, $C_L=0.0$.

都合が良いように見える。

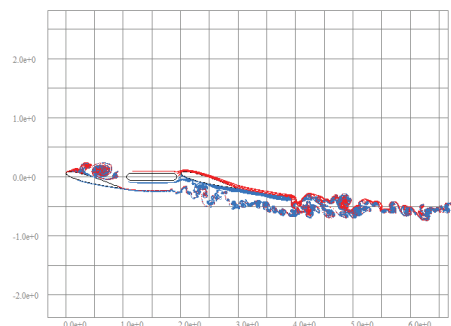
前後の可動翼のどちらかひとつに迎え角を付けた場合の複合翼の性能調査を行った。この状況は 2通りのケースが有る。そのひとつは第 1 翼に迎え角が付く場合である。もうひとつは第 2 翼に迎え角が付く場合である。880mm ステアにおいて、第 1 翼に迎え角を付けた場合のフローパターンと流体力の時刻歴を図 8 と図 9 に示す。全ての翼上にはく離包が無い事が見られる。迎え角が 5° と 10° の場合、流れは複合翼全体に沿った流れとなっている。迎え角が 15° の場合は、第 1 翼からの流れはステアと第 2 翼から少し離れた位置で少々速度変動を含む流れとなりステアと第 2 翼と並行して流下しているように見える。ステアと第 2 翼に負の揚力が生じているため、複合翼全体の揚力は第 1 翼の揚力よりも小さくなっているのが見て取れる。この場合、その複合翼の総合揚力は NACA0012 翼が単独の場合よりも小さい事が知れた。880mm ステアと 970mm ステアでの各条件で得られた揚力係数の結果を表 2 に示す。全ての状態で NACA0012 翼単独の場合より小さい揚力係数が得られた。880mm ステアにおいて、第 2 翼に迎え角を付けた場合のフローパターンと流体力の時刻歴を図 10 と図 11 に示す。迎え角によらず全ての翼上にはく離包は無く、流れは複合翼全体に沿って流れている事が見られる。また第 2 翼の方向 (迎え角の大きさ) が全体の流れ方向を支配している事が見て取れる。流体力の時刻歴より、第 1 翼には迎え角が無いにもかかわらず時間の経過とともに揚力が増大している事が示されている。また乱れが乗じていないことも分かる。第 2 翼で複合翼全体の揚力を作り出している事が見て取れる。ここで、ステアと第 2 翼において、第 2 翼の迎え角が増大すると揚力の振動が生じ、その振幅が増大している。その結果、複合翼全体の揚力に振動が含まれることになる。880mm ステアと 970mm ステアでの各条件で得られた揚力係数の結果を表 3 に示す。NACA0012 翼が単独の場合より大きい



(a)



(b)



(c)

Fig. 4 The flow pattern of a compound airfoil, in the case of 880mm stay (wing) use, (a) $(\alpha_1, \alpha_2)=(5^\circ, 5^\circ)$, (b) $(\alpha_1, \alpha_2)=(10^\circ, 10^\circ)$, (c) $(\alpha_1, \alpha_2)=(15^\circ, 15^\circ)$.

値（表中下線部）が有るが、その値は2倍以上無い事が知れた。

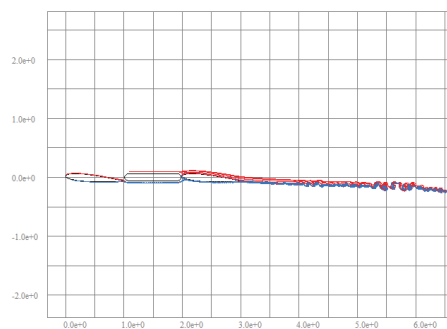
4. 結言

渦法を用いて複合翼まわりの流れの数値実験を行った結果、以下の事柄を得た。

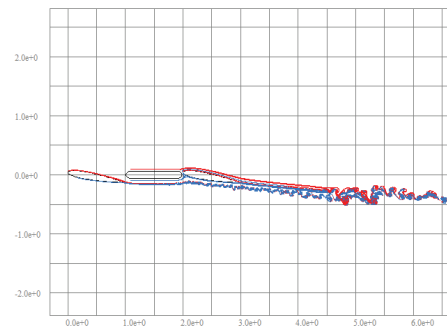
- (1) 固定翼を単独で試験した結果は可動翼の場合よりも低い抗力係数の値を得た。
- (2) 複合翼の総合揚力は、NACA0012 翼の場合よりも大きい、その値は2倍以上とならない。
- (3) 複合翼において、可動翼と固定翼のすき間が大きい場合が性能が良い。
- (4) 後側の翼（第2翼）の向きが全体の流れ方向を支配している。

参考文献

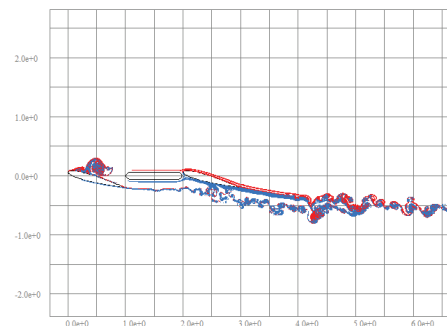
- (1) N. Inumaru, K. Kitamura, "The experimental study of two dimensional slat and flap", Technical Memorandum of National



(a)



(b)

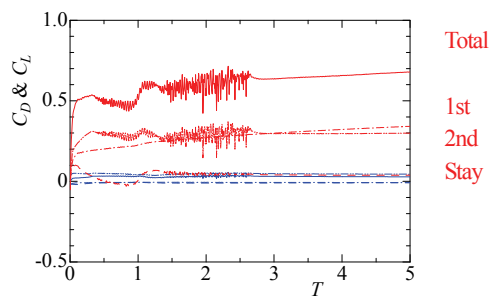


(c)

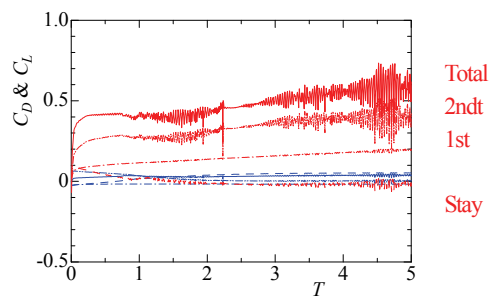
Fig. 5 The flow pattern of a compound airfoil, in the case of 970mm stay (wing) use, (a) $(\alpha_1, \alpha_2)=(5^\circ, 5^\circ)$, (b) $(\alpha_1, \alpha_2)=(10^\circ, 10^\circ)$, (c) $(\alpha_1, \alpha_2)=(15^\circ, 15^\circ)$.

Aerospace Lab. TM-140 (1968)

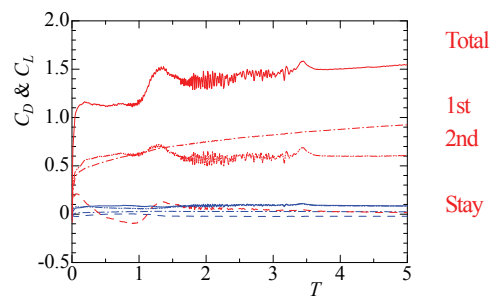
- (2) K. Tachi, "Flow visualization and performance on rudder surface (on rudder with flap)", The Journal of Japan Institute of Navigation, 98 (1988), pp. 25-35.
- (3) W. Jia, Y. Nakamura, M. Yasuhara, K. Kuwabara, "Calculation of flow over airfoil with slat and flap", Trans. of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, 430(1989), pp. 37-428,
- (4) Y. Yoshimura, N. Sasaki, M. Takekawa, "Prediction of ship manoeuvrability with a flapped rudder", Journal of Marine Science and Technology, 181(1997), pp. 191-196.
- (5) T. Hiraoka, H. Kajitani, "Surface pressure of two tandem wings simulating an aerofoil with a flap", Bulletin of Sojo University, 28-1 (2003), pp. 141-153.
- (6) Y. Yokoi, "Numerical experiment of flow characteristics of tandem arrangement two symmetrical airfoils", Proc. 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering



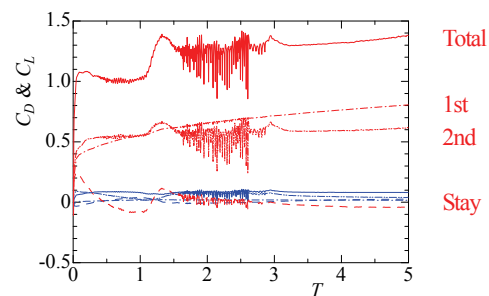
(a)



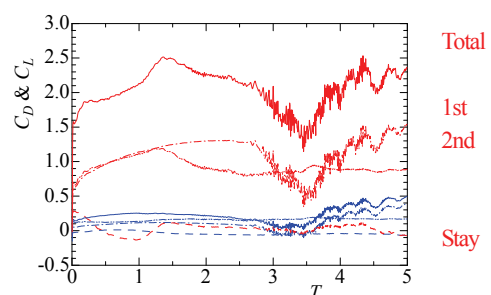
(a)



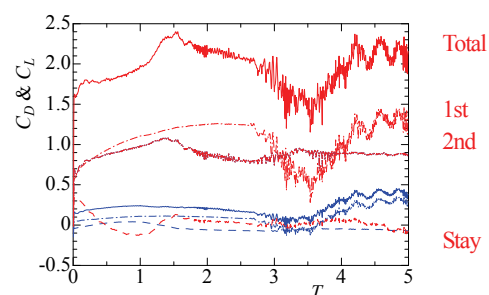
(b)



(b)



(c)



(c)

Fig. 6 The time histories of fluid force, in the case of 880mm stay (wing) use, (a) $(\alpha_1, \alpha_2)=(5^\circ, 5^\circ)$, (b) $(\alpha_1, \alpha_2)=(10^\circ, 10^\circ)$, (c) $(\alpha_1, \alpha_2)=(15^\circ, 15^\circ)$, the red line shows lift coefficient.

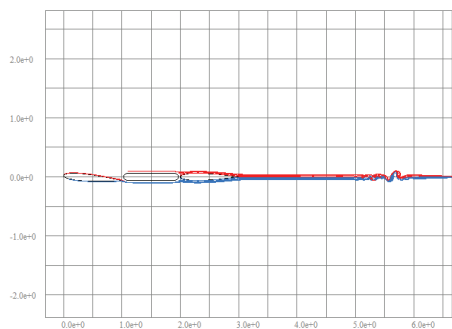
Fig. 7 The time histories of fluid force, in the case of 970mm stay (wing) use, (a) $(\alpha_1, \alpha_2)=(5^\circ, 5^\circ)$, (b) $(\alpha_1, \alpha_2)=(10^\circ, 10^\circ)$, (c) $(\alpha_1, \alpha_2)=(15^\circ, 15^\circ)$, the red line shows lift coefficient.

Table 1. The value of the lift coefficient in each condition in case an angle of attack is in both airfoils, at the time $T=5$

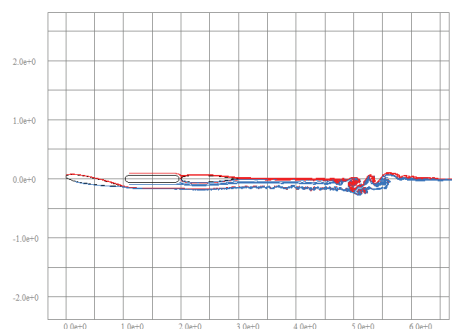
Wing type (α_1, α_2)	S880				S970			
	1st	2nd	stay	total	1st	2n	stay	total
(5, 5)	0.3416	0.2994	0.0382	<u>0.6792</u>	0.1986	0.4280	-0.0097	<u>0.6169</u>
(10, 10)	0.9236	0.6050	0.0154	<u>1.5440</u>	0.8054	0.6163	-0.0420	<u>1.3797</u>
(15, 15)	1.5383	0.8900	-0.0707	<u>2.3576</u>	1.3528	0.8753	-0.0726	<u>2.1555</u>

(ICMAE2017), (2017), pp. 447-450.

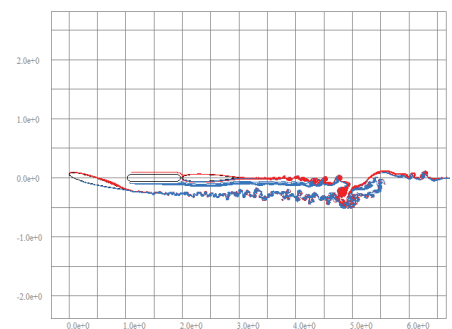
- (7) 亀本, "乱流モデルとしての渦法の発展性, (前編: 渦法の基礎を考える)", 数值流体力学, 2-1(1993), pp. 21-29.
- (8) 亀本, "乱流モデルとしての渦法の発展性, (後編: 渦法で流れをとらえる)", 数值流体力学, 2-2(1994), pp. 28-39.
- (9) 亀本, 木田, "渦法の現状", 機論, B 69-683(2003), pp. 1564-1569.



(a)

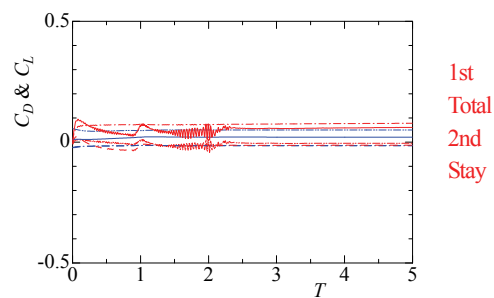


(b)

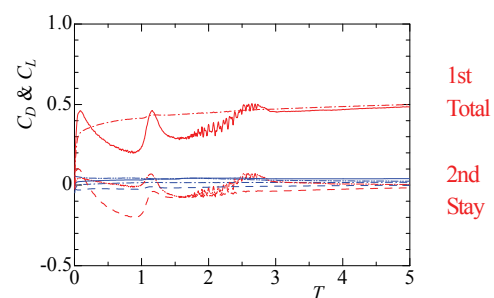


(c)

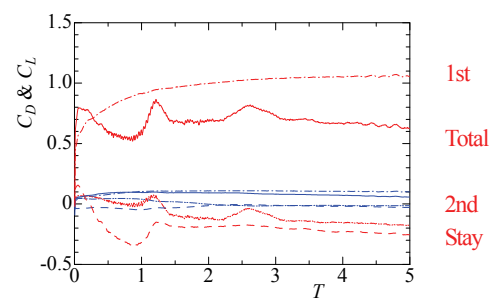
Fig. 8 The flow pattern of a compound airfoil, in the case of 880mm stay (wing) use, in case an angle of attack in the 1st airfoil, (a) $\alpha_1=5^\circ$, (b) $\alpha_1=10^\circ$, (c) $\alpha_1=15^\circ$.



(a)



(b)

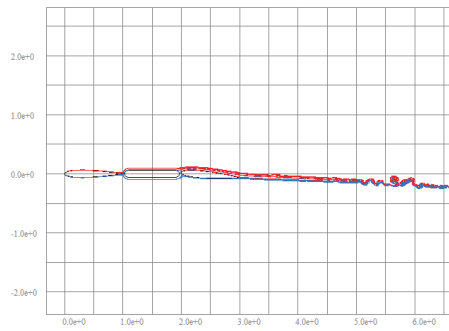


(c)

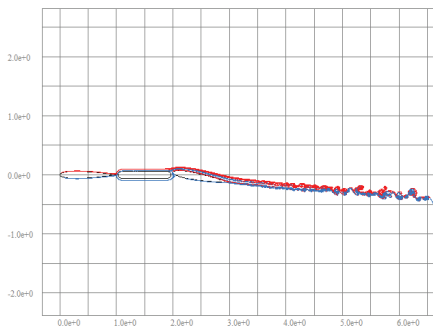
Fig. 9 The time histories of fluid force, in the case of 880mm stay (wing) use, in case an angle of attack in the 1st airfoil, (a) $\alpha_1=5^\circ$, (b) $\alpha_1=10^\circ$, (c) $\alpha_1=15^\circ$, the red line shows lift coefficient.

Table 2. The value of the lift coefficient in each condition in case an angle of attack is in the 1st airfoils, at the time $T=5$

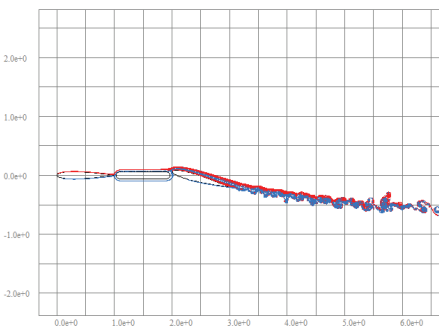
Wing type (α_1, α_2)	S880				S970			
	1st	2nd	stay	total	1st	2n	stay	total
(5, 0)	0.0781	-0.0046	-0.0127	0.0608	-0.0026	0.0127	-0.1332	-0.1231
(10, 0)	0.4992	0.0033	-0.0171	0.4854	0.4722	-0.1319	0.0479	0.3882
(15, 0)	1.0562	-0.1752	-0.2556	0.6254	1.0082	0.1269	-0.3707	0.7644



(a)

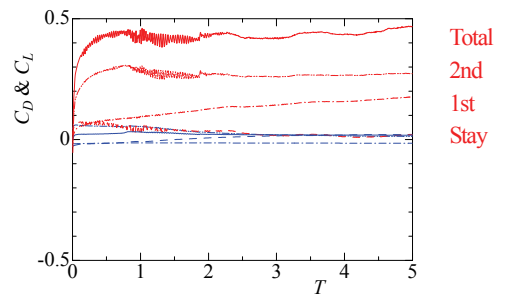


(b)

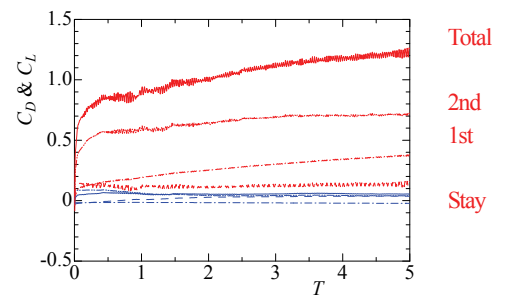


(c)

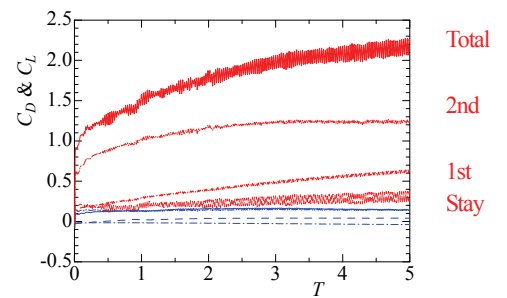
Fig. 10 The flow pattern of a compound airfoil, in the case of 880mm stay (wing) use, in case an angle of attack in the 2nd airfoil, (a) $\alpha_2=5^\circ$, (b) $\alpha_2=10^\circ$, (c) $\alpha_2=15^\circ$.



(a)



(b)



(c)

Fig. 11 The time histories of fluid force, in the case of 880mm stay (wing) use, in case an angle of attack in the 2nd airfoil, (a) $\alpha_2=5^\circ$, (b) $\alpha_2=10^\circ$, (c) $\alpha_2=15^\circ$, the red line shows lift coefficient.

Table 3. The value of the lift coefficient in each condition in case an angle of attack is in the 2nd airfoils, at the time $T=5$

Wing type (α_1, α_2)	S880				S970			
	1st	2nd	stay	total	1st	2n	stay	total
(0, 5)	0.1754	0.2726	0.0192	0.4672	0.1552	0.3558	-0.0271	0.4839
(0, 10)	0.3802	0.7217	0.1579	<u>1.2598</u>	0.1830	0.5759	0.1292	0.8881
(0, 15)	0.6358	1.2461	0.3531	<u>2.2350</u>	0.4768	1.1642	0.2779	<u>1.9189</u>