

複数の前縁フラップの組合せによるデルタ翼空力特性の改善

石出忠輝*, 高木保鑑**, 大坪咲智**, 下山幸治***, 大林茂***

Aerodynamic Improvement of a Delta Wing by Using Combination of Leading Edge Flaps

Tadateru ISHIDE, Yasuaki TAKAGI, Sakichi OTSUBO, Koji SHIMOYAMA and Shigeru OBAYASHI

Recently, various studies of Micro Air Vehicle (MAV) and Unmanned Air Vehicle (UAV) have been reported from wide range points of view. The aim of this study is to research the aerodynamic improvement of delta wing in low Reynolds number region to develop an applicative these air vehicles. As an attractive tool in delta wing, leading edge flap (LEF) is employed to directly modify the strength and structure of vortices originating from the separation point along the leading edge. Various configurations of LEF such as drooping apex flap and upward deflected flap are used in combination to enhance the aerodynamic characteristics in the delta wing. In this study, the numerical simulations are performed based on the model in which different shaped leading edge flaps are assembled in the delta wing at various mounting angle. Additionally, the fluid force measurement by six component load cell and PIV analysis are performed in the wind tunnel experiments. The relations between the aerodynamic superiority and the vortex behavior around the models are clarified.

Keywords: Delta wing, Leading edge flap, PIV analysis, Leading edge vortex, Aerodynamic characteristics

1. 緒 論

近年災害時における状況確認, 沿岸監視, テロ現場での情報収集等を目的として, 無人航空機 (UAV: Uninhabited Air Vehicle) や小型飛行体 (MAV: Micro Air Vehicle) の研究開発が盛んに行われている¹⁾. 一方, JAXA 宇宙科学研究所を中心として, 2020 年代の打ち上げを目標とした火星探査飛行機の開発も様々な視点から精力的に進められている²⁾. これらの飛行体に共通して言えることは, レイノルズ数領域が $10^4 \sim 10^5$ のオーダーとなり, 低レイノルズ数領域における空力特性の改善が求められていることである³⁾. このような背景下において, 構造強度が高く, 突風等の外乱に強いデルタ翼が, 翼の平面形の候補として考えられている⁴⁾. 特に火星探査飛行機の飛行速度は, 火星表面からの高度によって大きく変化し, 高高度飛行の場合高マッハ数流れとなり, デルタ翼の有用性は高くなるものと考えられる⁵⁾. また, 欧米各国の大学, 研究所及び産業界が一体となって “Second International Vortex Flow Experiment (VFE-2)” が 2004 年から 2008 年にかけて立ち上げられ, その中でデルタ翼の空力特性改善に向けた取り組みが行われてきた⁶⁾.

低レイノルズ数領域におけるデルタ翼と矩形翼の空力特性を比較すると, デルタ翼では前縁付近で剥離したせん断層が翼上面でまき上がり大規模な渦 (前縁剥離渦) を形成し, 十分に発達した前縁剥離渦は渦揚力を生み出し, 特に

大迎角での安定性に優れていると言える⁷⁾. 一方で, この前縁剥離渦による吸引力は後ろ向き成分を持つため, 大迎角時に抗力も大きくなり, 揚抗比は低い値となる⁸⁾. 李家は, 後退角 $50^\circ \sim 70^\circ$ のデルタ翼前縁に, 種々の形状のボルテックス・フラップを下向きに折り曲げ角度を変化させて取り付け, 詳細な空力と表面圧力測定の結果, ボルテックス・フラップの有効性及び揚抗比最大を達成する形態でのフラップまわりの流れ場を明らかにしている^{9), 10)}. さらに本論文の中で, ボルテックス・フラップの利用にあたり, 必要とする迎角に応じてフラップ取り付け角度を変化させて前縁剥離渦の大きさを制御する必要性が述べられている.

また Gursul らはデルタ翼に生じる前縁剥離渦のコントロール手法について概説しており, その中で前縁フラップを上向きに取り付けると, 低迎角領域において強い前縁剥離渦を誘起し大きな渦揚力を発生させると述べている^{11), 12)}.

本研究ではこれらの研究動向を背景として, NACA0012 翼型を有する後退角 70° のデルタ翼模型前縁に上向き及び下向きの前縁フラップを組み合わせ, 低迎角から大迎角に至るまでの空力特性を調査し, その有効性を論じる. また, ポストストール領域における空力特性と前縁剥離渦挙動との関連性について明らかにする.

2. 実験装置

2.1 風 洞

本研究で使用した風洞は, 測定部開放タイプのエッフェル型三次元風洞であり, テストセクション $600 \text{ mm} \times 600 \text{ mm}$, 測定部長さ 1100 mm , 最大風速 25 m/s , 絞り比 $6.25 : 1$ である. 一様流速 $U=10 \text{ m/s}$ における一様性 1.3% , 乱れ度 0.3% である.

原稿受付 2020 年 3 月 31 日

* 正会員 木更津工業高等専門学校機械工学科 (〒292-0041 千葉県木更津市清見台東 2-11-1)

** 木更津工業高等専門学校専攻科 (〒292-0041 千葉県木更津市清見台東 2-11-1)

*** 東北大学流体科学研究所 (〒980-8577 宮城県仙台市青葉区片平 2-1-1)

2. 2 模型

本研究で使用した模型は、翼型 NACA0012, 最大翼弦長 $L=572$ mm, 幾何学的平均翼弦長 $L_{mean}=286$ mm, 翼幅 400 mm, 後退角 70° , アスペクト比 1.5 のデルタ翼である。模型迎角 $\alpha=60^\circ$ における模型閉塞率 20.4% である。

2. 3 前縁フラップ

空力特性を改善するためのデバイスとして, 前縁フラップ (Leading Edge Flap: LEF) を取り付ける。LEF の平面形状は, 高さ 20 mm, 長さがデルタ翼模型前縁長さの 1/4 の 148.5 mm であり, 取り付け位置を翼根部 (wing root part), 中間部 1 (mid span part 1), 中間部 2 (mid span part 2), 翼端部 (wing tip part) と変化させる。また取り付け角度 θ は, フラップ面と後縁とのなす角度であり, $90^\circ, 60^\circ, 30^\circ, 0^\circ, -30^\circ$ をパラメータとしている。Fig. 1 に翼根部及び中間部 1 において $\theta=-30^\circ$, 中間部 2 及び翼端部において $\theta=90^\circ$ フラップを装着したデルタ翼模型図面及び外観を示す。本 LEF は, アルミテープ及び両面テープを用いてデルタ翼模型本体に取り付けており, デジタルアングルメータ (最小目盛 0.1°) を用いて, フラップ取り付け角度を微調整する。

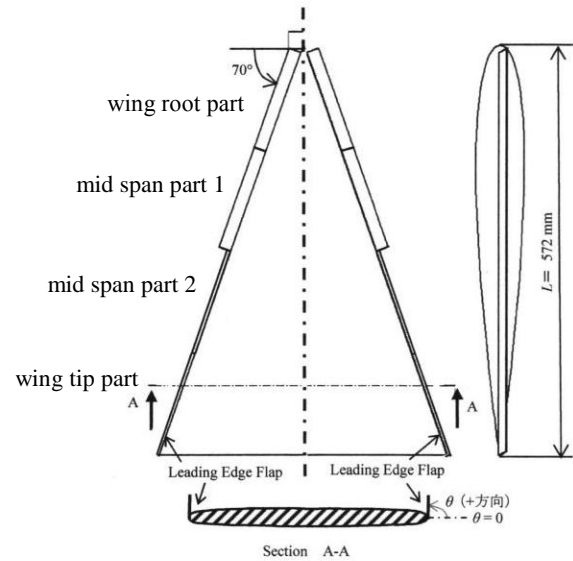


Fig. 1 Experimental model (type0)

3. 研究手順

3. 1 数値解析

本研究では, 第 1 段階として数値解析手法を用いて, 種々の前縁フラップレイアウトを有する風試模型まわりの空力特性を調査した。Table 1 に前縁フラップレイアウト一覧を示す。三次元数値解析ソフトウェアとして, SCRYU/Tetra V11 (ソフトウェアクレイドル) を使用している。本ソフトウェアの数値解析手法は, SIMPLEC を用いた有限体積法であり, 乱流解析手法として RANS, 乱流モデルは標準 $k-\epsilon$ モデルを使用している。解析条件は $U=10$ m/s とし, L_{mean} を代表長さとするレイノルズ数 $Re=1.9 \times 10^5$ である。迎角 α は, $\alpha=0^\circ$ から 60° まで 5° おきに解析を行った。計算領域は翼弦方向 $17.5L_{mean}$, 翼幅方向 $21L_{mean}$, 高さ方向 $21L_{mean}$ であり, 翼面近傍の境界層内にはプリズム要素を 10 層配置し, その他の領域はテトラ, ピラミッド要素で分割している。総要素数は 32,524,368 である。Fig. 2 に LEF 近傍の計算格子を示す。本解析では SCRYU/Tetra のラッピング機能を使用し, デルタ翼本体と LEF の接合領域の格子生成を行っている。最小格子サイズは $1.78 \times 10^{-3}L_{mean}$ である。

3. 2 空気力測定

前節の数値解析において最大揚力係数 C_{Lmax} に着目し, 測定対象とする前縁フラップレイアウトを選定し空気力測定を行った。本測定で使用したロードセルは, 昭和測器製 ひずみゲージ式 6 分力ロードセルである。直径 125 mm, 定格容量 1000~2000N 及び 30~65Nm であり, Fig. 3 に示すように模型支持装置下部に取り付けられている。この 6 分力ロードセルに, 2 チャンネル DC ストレインアンプユニット 3 台を内蔵したデータ記録装置 (オムニエース RA2300, NEC Avio) を接続し, 16 ビットデジタルデータを取得している。サンプリング周波数 1kHz, サンプリング

Table 1 Layout of LEF

Type	wing root part ($^\circ$)	mid span part 1 ($^\circ$)	mid span part 2 ($^\circ$)	wing tip part ($^\circ$)
0	-30	-30	90	90
1	-30	-30	30	60
2	-45	-45	30	60
3	-15	-15	30	60
4	-45	-30	-15	30
5	-30	-15	30	60
6	-30	-15	30	60
7	-15	30	60	90
8	-30	-30	30	90
9	NA	30	60	90
10	0	0	0	0
11	-30	90	90	90
12	-45	90	90	90
13	-60	90	90	90
14	-60	-60	90	90

時間 20s である。

実験条件は, 前節と同様 $U=10$ m/s とし, L_{mean} を代表長

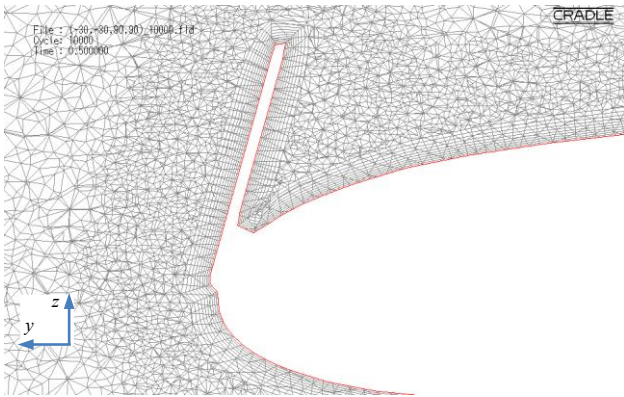


Fig. 2 Calculation grids near LEF

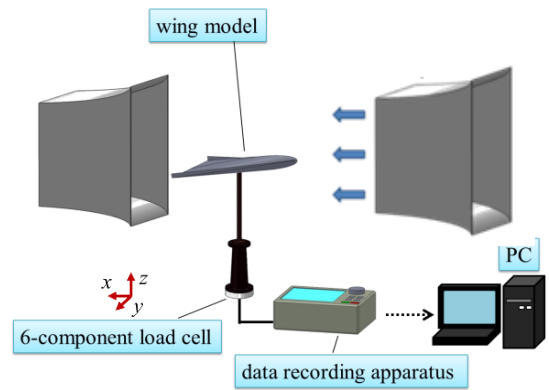


Fig. 3 Fluid forces measurement system

さとする $Re=1.9 \times 10^5$ である。模型迎角 α は、 $\alpha=0^\circ$ から 60° まで 1° おきに測定を行った。本研究では、デルタ翼に作用する正味の空気力を算出するための補正処理を行っている。具体的には、 $U=10 \text{ m/s}$ においてデルタ翼を取り外した模型支持装置単体での空気力データ及び静止流体中における迎角 α を変化させた時の模型重心移動に伴うロードセル出力変動分を、本測定データから差し引いている。

3.3 PIV 計測

前節において算出される空力特性に対応する前縁剥離渦の挙動を詳細に調べるため、二次元 PIV 計測を行った。Fig. 4 に PIV 計測システム概要を示す。シーディングは、ラスキンノズル形オイルミスト発生装置 (FtrOMG, フローテックリサーチ) からの平均粒径 $2\sim 3\mu\text{m}$ の油滴トレーサをテストセクションに注入している。光源としては、波長 532nm 、最大出力 125mJ ダブルパルス Nd:YAG レーザ (LS-213M, LOTIS TH Ltd.) から発生するビームをレーザミラー、シリンドリカルレンズを介して約 3mm 厚のシート光に変換し、テストセクション上部からデルタ翼スパン方向を含む鉛直面に沿うように照射している。このように本研究における照射方向は一定であるため、模型迎角 α が変わった場合、模型から見ると計測されている断面が変化することになる。

撮影機器として有効画素数 $1600(\text{H}) \times 1200(\text{V})$ 、プログレッシブスキャン方式ネットワーク CCD カメラ (FtrNPC, フローテックリサーチ) にレンズ (AF Nikkor 20mm f/2.8D) を取り付けて使用し、シンクロナイザ (VSD1000, フローテックリサーチ) を用いてレーザ光と同期させている。シート光照射位置は、模型中心軸上における先端からの翼弦方向距離 x として $x/L=0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0$ である。また Fig. 4 に示すように、撮像面とレーザシート面が平行でないため、シャインプルーファタッチメントを CCD カメラに装着し、レンズ面、撮像面、レーザシート面が一つの直線で交わるようにレンズ面を傾けている。この事によって、レーザシート面 (計測面) 全域にフォーカスを合わせる事ができる。

PIV 解析ソフトウェアとしては、直接相互相関法 PIV アルゴリズム (FtrPIV Ver.3.0, フローテックリサーチ) を用

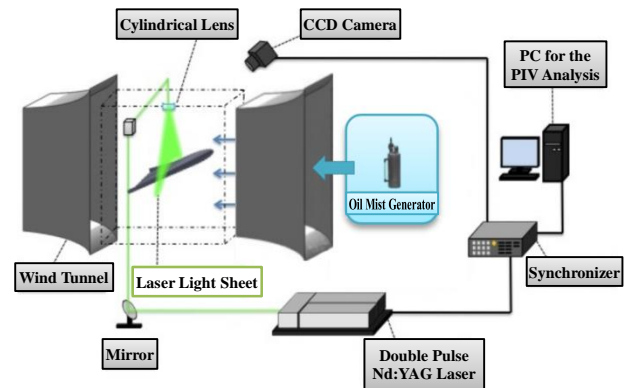
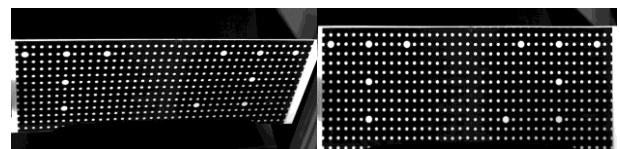


Fig. 4 PIV measurement system



Fig. 5 Calibration plate



(a) Original image

(b) Back projection image

Fig. 6 Back projection processing

いている。本計測において、あらかじめ予備実験を行い、PIV 解析精度確保に必要とされる 5 ピクセルルール¹³⁾の

観点から、ダブルパルスレーザの照射時間間隔を $20\mu\text{s}$ とし、各瞬間におけるベクトル取得率 92~98% となっている。また、ダブルパルスレーザ繰り返し周波数は 10 Hz、計測時間 20s である。

さらに、前縁剥離渦領域内の流れ構造を明らかにするためステレオ PIV 計測を行った。本計測は、ステレオ配置された 2 台のカメラで光シート内の粒子像を撮影し、得られた一対のステレオ画像から粒子群の面外速度成分を測定するものである。最初に、2 台のカメラそれぞれの 2 次元像平面と 3 次元物体平面との対応関係を決定するためのカメラ校正作業を行う。具体的には、縦横のドット（基準点）間隔が既知である校正板を測定断面位置（レーザシート面）を基準として x 方向 $-2\text{mm}\sim+2\text{mm}$ の範囲で 1mm 毎に移動させ、2 台のカメラで同様の撮影範囲になる様に撮影する。校正板の移動には、 X 軸クロスローラ (XPG60, ミスミ, 最小目盛 0.01mm) を用いている。Fig. 5 に校正板設置状況を示す。次に各カメラ 5 断面計 10 断面の校正板画像を、カメラ校正ソフトウェア (ISCC Ver.3.0, フローテックリサーチ) に読み込み、ドットパターンを抽出、ナンバリングする。これにより、各基準点の物体空間中の座標と各カメラの像平面上の座標との対応関係を定めるための校正データが得られる。校正板のドット間隔は、横 $11\text{mm}\times$ 縦 13.5mm である。

本計測は前述したようにカメラ配置が、広角レンズを用いたシャインブルー配置となっており、得られた校正データからダイレクトマッピング手法を用いてカメラパラメータを算出している。その後、本カメラパラメータを基にして、2 台のカメラで撮影された粒子画像をシート面位置に定義した仮想面に逆投影し、あたかも真正面から撮影したような画像へ逆投影している。これにより、撮影された画像における光学歪みの影響は除去される。Fig. 6 に撮影した校正板画像とその逆投影画像を示す。この処理により、二次元 PIV 解析作業からの円滑な移行が可能となる。さらに、ステレオ PIV ソフトウェア (FtrPIV-Stereo, フローテックリサーチ) を用いて、ステレオ再構築を行い、3 次元ベクトル場を得ている。

4. 結果と考察

4.1 数値解析

Fig. 7 に、数値解析で得られた揚力曲線を示す。最大揚力係数 C_{Lmax} に着目すると、本数値解析において、最大の C_{Lmax} を示したフラップレイアウトは、Type13 ($\alpha=40^\circ$) の $C_{Lmax}=1.13$ であり、デルタ翼単体の 1.1 倍であった。また、グラフ全体の傾向から、迎角 α が失速角よりも大きなポストストール領域において、フラップ効果が大きくなる傾向が確認できる。

Fig. 8 に、数値解析で得られた揚抗比曲線を示す。この図を見ると、デルタ翼単体での値が迎角全領域で最大となっており、フラップ効果は確認できない。

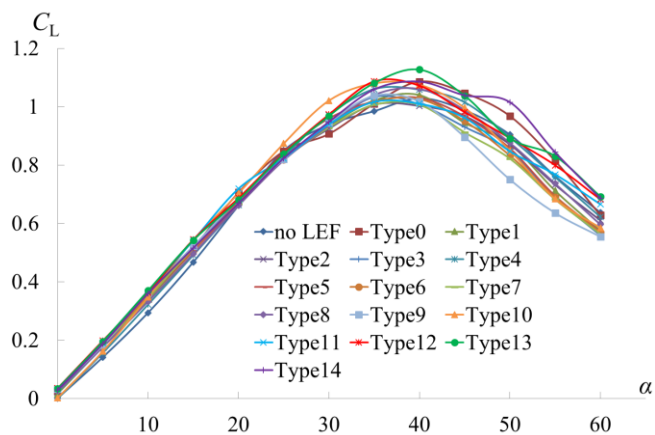


Fig. 7 Lift curves by CFD

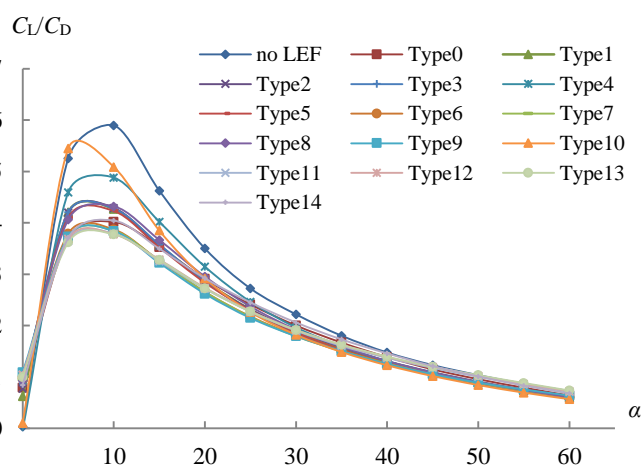
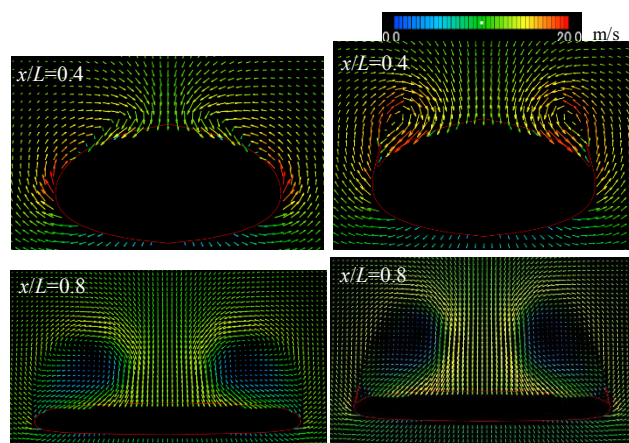


Fig. 8 Lift-drag ratio curves by CFD



(a) no LEF

(b) Type13

Fig. 9 Velocity vectors ($\alpha=40^\circ$) by CFD

Fig. 9 に $\alpha=40^\circ$ における yz 面内速度ベクトル図結果一例を示す。解析結果上部にあるレジェンドは、断面内速度の大きさを示している。この図を見ると、 $x/L=0.4$ の翼根元部に近い領域で、前縁剥離渦の成長の様子が異なっている事が確認でき、フラップ効果に関連する流体现象であると考

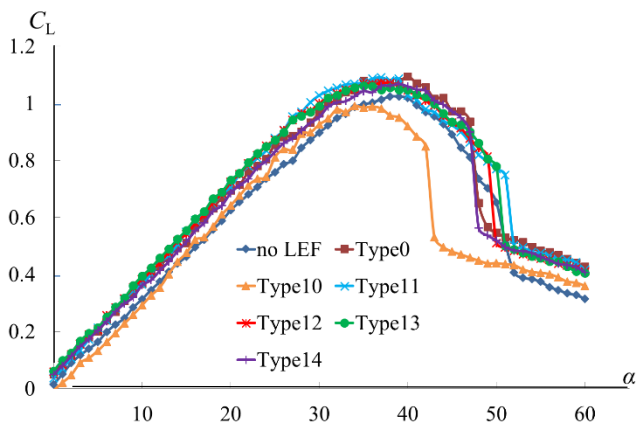


Fig. 10 Lift curves by EFD

えられる。本研究では、空気力測定を実施する前縁フラップレイアウトを Type0, Type10~14 に絞り込み、デルタ翼単体 (no LEF) と比較する。

4. 2 空気力測定

本研究では LEF 装着時の基準面積として、デルタ翼本体面積にフラップ面積を加えている。測定は同一条件で 3 回実施しており、失速以降の揚力傾斜の急減する迎角 α_{rd} の変動範囲は 1° 以内、 C_{Lmax} の変動範囲は 2.0% 以内となっている。

Fig. 10 に、揚力曲線を示す。この図を見ると、 $\alpha=0^\circ$ から失速角 α_{stall} までの領域で、type10 を除いて数値解析結果とほぼ同様な傾向を示している事が分かる。迎角が α_{stall} より大となるポストストール領域においては、数値解析結果と異なる傾向を示しており、RANS 系の乱流モデルでは渦崩壊現象を捉えられていないためであると考えられる。また、type10 において、シミュレーション結果と空気力測定結果が一致しない原因として、LEF とデルタ翼本体との接合部付近のメッシュ配置と壁関数の与え方に問題があったものと考えられる。本研究では迎角範囲を、低迎角領域 ($\alpha < 20^\circ$)、高迎角領域 ($20^\circ \leq \alpha < 40^\circ$)、ポストストール領域 ($\alpha \geq 40^\circ$) に分類し、それぞれの領域における C_L の積分値を求める事によって、フラップレイアウトの有効性について考察した。Fig. 11 に各迎角における C_L 積分値の推移を示す。低迎角領域では、Type13 の C_L 積分値最大であり、デルタ翼単体 (no LEF) の 1.27 倍になっている。高迎角領域では、Type11 の C_L 積分値最大であり、デルタ翼単体の 1.23 倍になっている。 C_{Lmax} に着目すると、最大の C_{Lmax} を示したのは、Type0 であり、 $C_{Lmax}=1.095$ ($\alpha=39^\circ$) であり、デルタ翼単体の 1.11 倍になっている。ポストストール領域を見ると、Type11 の C_L 積分値最大であり、デルタ翼単体 (no LEF) の 1.17 倍になっている。これらの結果より、各迎角領域においてフラップレイアウトを適切に変更する事により、より大きな揚力を得られるものと考えられる。

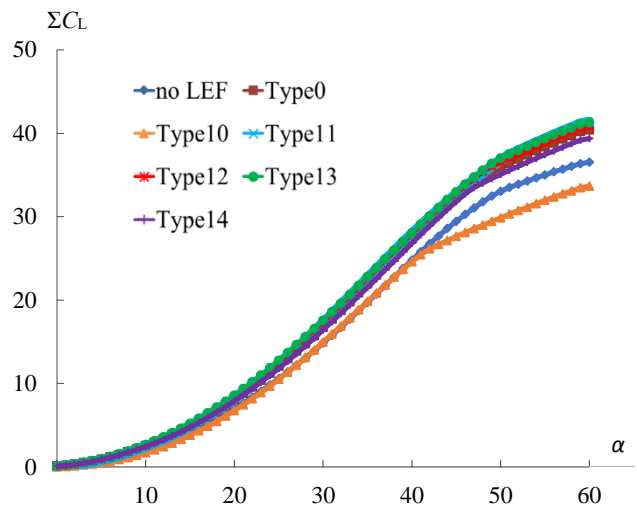


Fig. 11 History of the values of integral for C_L

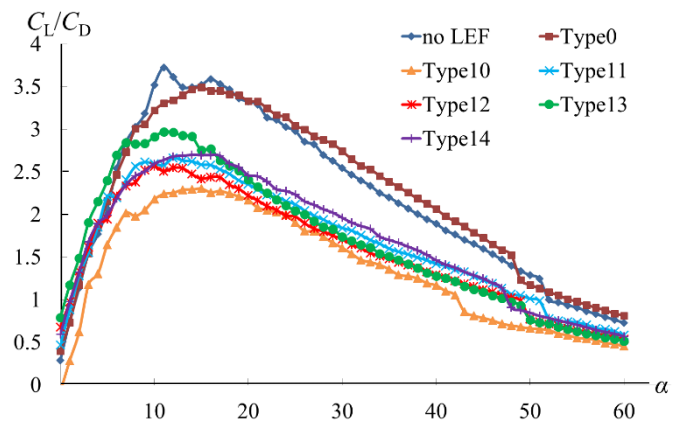


Fig. 12 Lift-drag ratio by EFD

Fig. 12 に、揚抗比 (C_L/C_D) 曲線を示す。この図を見ると、CFD 結果と比較して最大値で 30% 程度低くなっているが、定性的なグラフの傾向は一致している事が確認できる。低迎角領域では、デルタ翼単体 (C_L/C_D) 積分値最大であり、フラップの効果は見られなかった。フラップレイアウトの中で、積分値最大を示したのは Type0 であり、デルタ翼単体の 97.6% であった。高迎角領域では、Type0 の (C_L/C_D) 積分値最大であり、デルタ翼単体の 1.07 倍になっている。またポストストール領域においても、積分値最大を示したのは Type0 であり、デルタ翼単体の 1.06 倍である。これらの結果より、 $\alpha \geq 20^\circ$ の高迎角領域からポストストール領域において、(C_L/C_D) を増加させるフラップレイアウトが存在するものと考えられる。

4. 3 PIV 計測

前節の空気力測定より、揚力特性及び揚抗比特性において良好な結果を示した Type0 に着目し、デルタ翼単体との剥離渦挙動の違いを調査した。迎角 α は、失速角 $\alpha_{stall}=40^\circ$ に設定している。本迎角において、Type0 の C_L はデルタ翼単体の 1.13 倍、(C_L/C_D) は 1.09 倍である。Fig. 13 に PIV 解

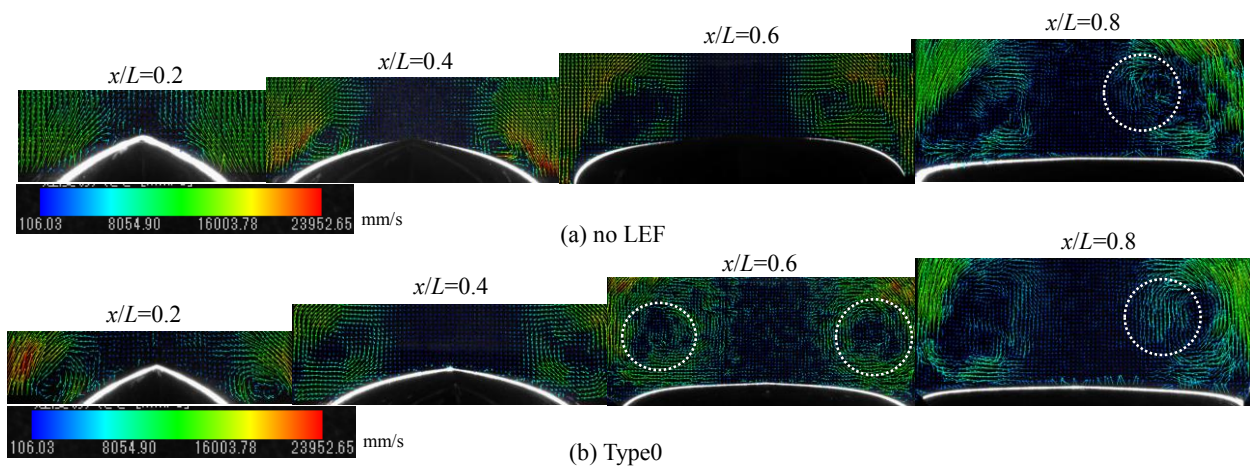


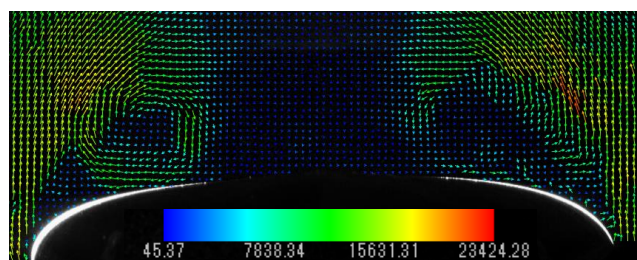
Fig. 13 Velocity vectors at $\alpha=40^\circ$ by EFD (Velocity Pattern 1)

析結果を示す。解析結果下部にあるレジェンドは、断面内速度の大きさを示しており、各 x/L において統一している。デルタ翼単体では $x/L=0.2$ において、一对の小さな主渦がデルタ翼上面にへばりついている様子が確認できる。本計測では 20 秒間で 200 枚の速度ベクトル分布を得ているが、本解析結果の出現比率は 66.8% である。 $x/L=0.4$ になると一对の主渦が成長し、左右対称の渦配置で定常的に存在している様子が確認できる。また、それぞれの主渦の再付着流れは二次剥離し、周方向下流側に二次渦を形成している。 $x/L=0.6$ では、左右の主渦の渦構造が非対称になってくる。本解析結果 (Velocity Pattern1) では、右側的主渦の渦核は明瞭であるが、左側的主渦の渦核が特定できず、渦崩壊現象^{14),15)}が発生しているものと考えられる。この渦崩壊現象によって、再付着流れが弱まっている様子が分かる。 Fig. 14 は、同じ断面位置での渦パターン (Velocity Pattern2, 3) を示している。それぞれの渦パターンの出現比率は、Pattern1 (38.5%), Pattern2 (14%), Pattern3 (29%) である。 $x/L=0.8$ になると渦崩壊現象が顕著となり、前縁で剥離した流れの一部が再付着し、壁面近傍で逆流領域を形成している様子が観察できる。

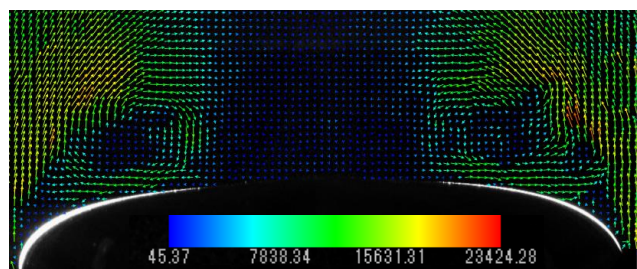
一方 Fig. 13 (b) に示される Type0 における解析結果を見ると、 $x/L=0.2$ において -30° フラップ近傍に大きな剥離渦が定常的に存在している様子が確認できる。この剥離渦は、 $x/L=0.4$ において渦核が浮き上がり、領域が拡大している。また、渦核から翼上面に向けて全て周方向逆流領域となっており、成長した渦が物体壁面に付着している様子が確認できる。 $x/L=0.6$ では渦核近傍の yz 面内速度成分小である領域 (図中白色破線円領域) の形や大きさに時間変動があるものの、左右両側前縁から剥離した流れの大部分が再付着し、 $x/L=0.4$ と同様な周方向逆流領域を形成している事が分かる。本渦パターンの出現比率は 87.5% である。 $x/L=0.8$ になるとデルタ翼単体と同様、渦崩壊現象が生じているものと考えられるが、前縁から剥離した

流れが再付着する比率は、200 枚の解析結果に対し、図中白色破線円領域に見られるような相違点に着目すると、デルタ翼単体と比較して高くなっている事が分かる。

Fig. 15 に x 軸まわりの渦度分布を速度ベクトルと重ねて示す。渦度が高くなっている部分の速度ベクトル分布に着目すると、剥離点から線上に連なっている流れの合流する領域 A (図中黒色破線円領域)、渦核周辺領域 B (図中白色破線円領域)、渦崩壊領域外縁 C に分類できる。渦崩壊領域は、 $x/L=0.6$ から 0.8 にかけて確認できる主渦内の yz 面内速度成分小である領域である。 Type0 の渦度分布を見ると、 $x/L=0.2$ において -30° フラップ面上の渦核近傍で高い渦度を有する剥離渦が存在し、その後この剥離渦は渦度の大きさを保ったまま浮き上がる ($x/L=0.4$)。 $x/L=0.6$ になると渦崩壊領域外縁に渦度の高い小領域が点在し、その外側の領域は定常的な循環流れとなっている。 $x/L=0.8$ では、渦崩壊領



(a) Velocity Pattern2



(b) Velocity Pattern3

Fig. 14 Velocity patterns at $x/L=0.6$ for no LEF by EFD

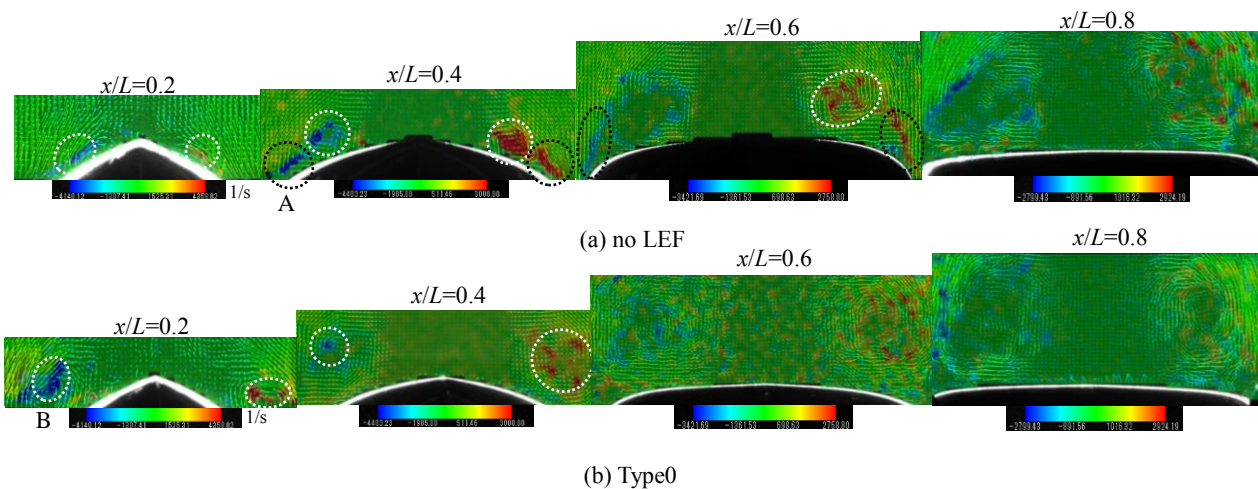


Fig. 15 Vorticity distribution at $\alpha=40^\circ$ by EFD

域の拡大に伴い $x/L=0.6$ と比較して最大渦度の絶対値は減少するものの渦度の高い小領域が点在し、その外側の定常的な再付着流れを維持しているものと考えられる。デルタ翼単体における渦度分布と比較すると、翼根元部のフラップ面上における剥離渦の渦度がより大きく、後方断面に向かうにしたがって、剥離渦がより大きく成長しながらも、渦崩壊領域はより小さくなっている事が分かる。また渦崩壊領域外縁部には、上流側断面から供給された高い渦度の領域が点在し、剥離渦外縁部にかけてより広範囲の循環流れが確認できる。これらの結果より、下向きフラップには渦度が高く大規模な渦を生成する効果があり、上向きフラップには渦崩壊領域の拡大を抑制する効果があるものと考えられる。

Fig. 16 に $x/L=0.8$ におけるステレオ PIV 計測結果を示す。この図を見ると、デルタ翼単体では yz 面内速度分布から渦崩壊していると推定される領域で x 方向速度成分も小さな値となっている事が確認できる。Type0 においては、この x 方向速度低速領域が壁面から浮き上がり、領域の大きさはデルタ翼単体と比較して縮小している。Fig. 17 に、数値解析で得られた Type0 におけるデルタ翼上面の流線を示す。本解析は、乱流解析手法として DES、乱流モデルは SST $k-\omega$ を使用している。これらの結果を見ると、ステレオ PIV 解析結果より、奥行き方向速度成分の大きさによって渦崩壊現象の度合いを定量的に評価する事が可能であり、適切なフラップレイアウトを用いると、前縁剥離渦のらせん構造が後方断面まで維持されている事が分かる。

5. 結論

本研究では、NACA0012 翼型を有する後退角 70° のデルタ翼模型前縁に上向きまたは下向きのフラップを組み合わせて取り付け、低迎角から大迎角に至るまでの空力特性を測定し、PIV 解析によって前縁剥離渦挙動との関連を調査し以下の結論を得た。

- (1) 数値解析手法を用いて風洞実験を行うフラップレイアウトを絞り込み、空気力測定を行った結果、低迎角領域、高迎角領域、ポストストール領域において揚力特性、揚抗比特性に優れたフラップレイアウトが存在する。
- (2) 優れた空力特性を示したフラップレイアウト及びデルタ翼単体を対象に二次元 PIV 計測を行った結果、下向きフラップには渦度が高く大規模な渦を生成する効果があり、上向きフラップには渦崩壊領域の拡大を抑制する効果がある事が分かった。
- (3) ステレオ PIV 計測システムを構築し、渦崩壊現象が発生している断面において計測を行った結果、奥行き方向速度成分の大きさによって渦崩壊現象の度合いを定量的に評価する事が可能となり、適切なフラップレイアウトを用いると、前縁剥離渦のらせん構造が後方断面まで維持されている。

謝辞

本研究は、東北大学流体科学研究所における公募共同研究によるものであり謝意を表する。

参考文献

- 1) Taylor, G., Wang, Z., Vardaki, E. and Gursul, I.: Lift enhancement over flexible nonslender delta wings, *AIAA J.*, **45-12** (2007), 2979–2993.
- 2) http://www.isas.jaxa.jp/home/kougaku/03_report/29_senryaku/08_oyama_senryaku29.pdf.
- 3) Yonemoto, K., Ochi, H., Takato, K.: Non-linear aerodynamic characteristics of three dimensional wings at large range of Reynolds numbers (in Japanese), *JAXA Special Publication: Proceedings for 40th Fluid Dynamics Conference / Aerospace Numerical Simulation Symposium 2008.*, JAXA-SP-08-009 (2009), 140-145.
- 4) Galinski, C., Mieloszyk, J. and Piechna, J.: Progress in the gust resistant MAV programme, *Proc. of 27th International Congress of the Aeronautical Sciences* (2010), 1–10.
- 5) Unoguchi, T., Aoyama, S., Suemura, H., Yamada, G., Matsuno, T., Obayashi, S. and Kawazoe, H.: Aerodynamic

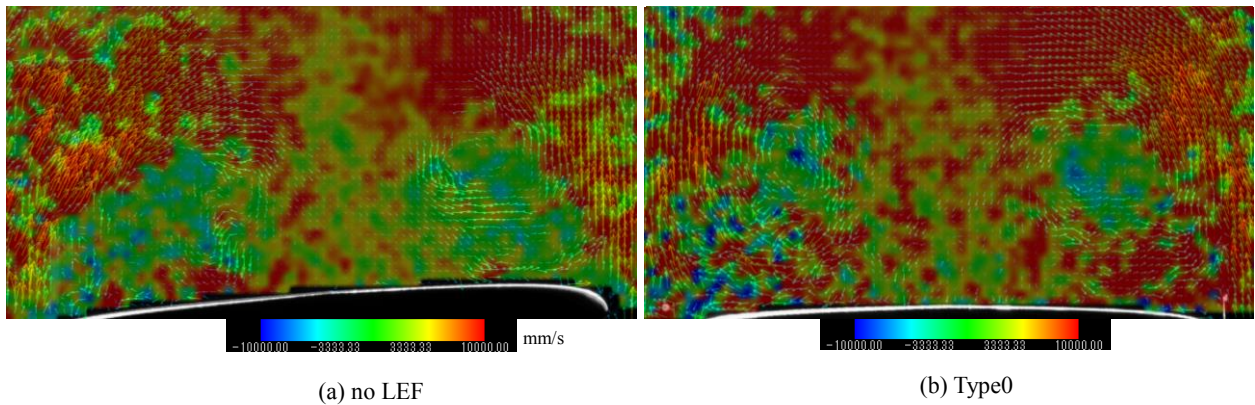


Fig. 16 Stereo PIV results at $x/L=0.8$ in $\alpha=40^\circ$ by EFD

characteristics of a delta wing with arc camber for Mars exploration, *Proc. of 5th Symp. on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics* (2012), 343–351.

- 6) Furman, A. and Breitsamter, C.: Turbulent and unsteady flow characteristics of delta wing vortex system, *Aerospace Sci. Technol.*, **24** (2013), 32–44.
- 7) Nonomura, T., Kojima, R., Fukumoto, H., Oyama, A., Fujii, K.: Comparative study of aerodynamic characteristics of rectangular and delta wings under a low Reynolds number condition (in Japanese), *JAXA special publication: Proc. of 42nd Fluid Dynamics Conference / Aerospace Numerical Simulation Symposium 2010.*, JAXA-SP-10-012 (2011), 161–166.
- 8) Rinoie, K.: Visualization of flow around delta wings (in Japanese), *J. of the Visualization Society of Japan.*, **22**-Suppl.1 (2002), 427–430.
- 9) Rinoie, K.: Control of leading edge vortex on the upper surface of a delta wing (in Japanese), *Aeronautical and Space Sciences Japan.*, **48**-554 (2000), 161–167.
- 10) Rinoie, K.: Low-speed aerodynamic characteristics of a delta wing with vortex flap having a blunt leading edge (in Japanese), *Aeronautical and Space Sciences Japan.*, **48**-560 (2000), 512–515.
- 11) Gursul, I., Wang, Z. and Vardaki, E.: Review of flow control mechanisms of leading-edge vortices, *Progress in Aerospace Sciences.*, **43**.7-8 (2007), 246–270.
- 12) Spedding, G. R., Maxworthy, T. and Rignot, E.: Unsteady

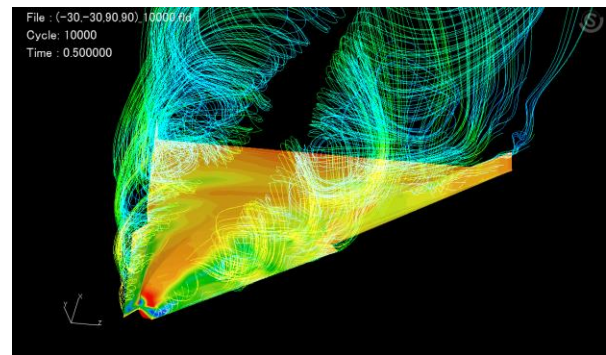


Fig. 17 Streamlines on the upper surface of the delta wing with LEF type0

vortex flows over delta wings, *Proc. of the 2nd AFOSR Workshop on Unsteady and Separated Flows*, U.S. Air Force Academy, Colorado Springs, CO (1987), 283–287.

- 13) The Visualization Society of Japan.: *Handbook of particle image velocimetry* (1st ed.), Morikita (2002), 64–75.
- 14) Ikeda, T.: Vortex breakdown, *Nagare.*, **5**-4 (1973), 6–13.
- 15) Wakana, K., Kohama, Y.: Vortex breakdown process over a delta wing (in Japanese), *Aeronautical and Space Sciences Japan.*, **42**-487 (1994), 494–502.