

## Fan-in-Wing UAV 유동특성 연구

문지호\* · 이현규\* · 조진수\*\*†

### Study for Fan-in-Wing UAV Flow Characteristics

Jiho Moon\*, Hyungyu Lee\*, Jinsoo Cho\*\*†

Key Words : Fan-in-Wing(팬인윙), Lift fan(양력 팬), CFD(전산유체역학), UAV(무인 항공기)

#### ABSTRACT

In this paper, computational analysis was carried out using a model equipped with a lift fan with the same thrust as the maximum take-off weight of the RC aircraft using the Onera M6 wing. Freestream velocity and angle of attack were used as variables to analyze the pressure distribution of the wing surface and the flow characteristics. Fan-in-Wing analysis showed that the vertical take-off and landing functions were highlighted at 3m/s and the lift coefficient of Fan-in-Wing at this time was about 14% higher than the Onera M6. In conclusion, when the Onera M6 wing was equipped with a lift fan with the same thrust as the maximum take-off weight of the RC airplane, it showed better performance in terms of lift coefficient in low-speed flight where vertical take-off and landing performance was more pronounced than high-speed flight. Therefore, when there is not enough take-off space and must meet low-speed flight condition, it is considered suitable to use Fan-in-Wing.

#### 1. 서 론

고정익은 날개(wing)가 동체에 고정되어 있는 비행체를 말하며 고고도 고속 장거리 비행이 가능하지만 수직 이착륙(Vertical Take-Off and Landing, VTOL)이 불가능하므로 이륙과 착륙을 하기 위한 공간적 제약이 있다.

회전익은 기체에 로터가 장착되어 이륙 및 비행이 가능한 비행체를 말하며 고정익에 비해 상대적으로 낮은 고도 및 저속으로 비행을 한다. VTOL이 가능하므로 비교적 이, 착륙을 위한 공간적 제약이 덜하지만 고정익과 비교해서 동일 추력 대비 연료 효율이 떨어지므로 운항 거리가 짧은 단점이 있다.

수직 이착륙기는 날개로부터 양력 발생을 통하여 효율적인 수평비행이 가능한 고정익의 장점과 로터에서의 추력 발생을 통하여 VTOL이 가능하며, 착륙을 위해 공간적 제약이 덜한 회전익의 장점이 결합된 비행체이다. 고정익의 VTOL을 위해서는 추가적인 양력 팬(lift fan)의 장착을 필요로 하며 날개 표면에 구멍을 뚫어 날개와 수평한 양력 팬을 장착한 것을 Fan-in-Wing (FIW)이라 한다.

FIW는 S/VTOL(Short/Vertical Take-off and Landing)을 위해 제안된 개념으로 많은 실험적 연구가 NASA의 기술 노트에서 찾아볼 수가 있다. 이러한 결과들을 기반으로 1964년 실험용 비행기(Ryan XV-5A) 제작에 적용되기도 하였다. 또한 FIW는 양력을 발생시키는 덕트 형, 슈라우드 형 팬을 장착한 비행체와 비교할 때 수직 이륙, 고속 전진 비행의 이점을 제공하는 양력 팬 복합 비행체이다. 양력 팬 복합 비행체는 순항 비행 시에는 주 엔진을 사용하지만 수직 이착륙 및 호버링 시에는 주 엔진으로부터 동력을 전달받아 양력 팬을 구동하여 필요한 양력을 보조하는 방식을 사용하기 때문에 순항 시 일반적인 고정익 항공기와 유사하게 운용이 가능하다. 또한 회전익기에 기반한 다른 복합 비행체에 비해 고속 영역에서의 비행 효율이 높은 장점을 가지고 있다.<sup>(1)</sup> 하지만 상대적으로 높은 회전판 하중으로 인해 호버링에 대한 효율성은 낮다.

E. Brogan 등<sup>(2)</sup>은 양력, 항력, 피칭 모멘트 및 팬 출력을 포함하는 기본 전진 비행의 매개 변수를 결정하여 날개 표면 흐름의 특성을 설명하고 날개에 작용하는 힘과 모멘트의 근원을 보여주기 위하여 표면의 압력을 조사하였으며

\* 한양대학교 기계공학과(Department of Mechanical Engineering, Hanyang University)

\*\* 한양대학교 기계공학부(Department of Mechanical Engineering, Hanyang University)

† 교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

진전 비행 특성은 팬의 음과 양의 받음각으로 인하여 양력이 크게 증가하며 날개 가장자리의 높은 유도 양력에 의하여 큰 노즈업(nose up) 피칭 모멘트가 기록되었음을 확인하였다.

Jean F. Duvivier 등<sup>(3)</sup>은 FIW에서 사용되는 팬에 대하여 팬의 회전 영역 및 팬 주변 날개의 압력분포(pressure distribution)와 유동에 대해 연구하였다. 이를 바탕으로 팬의 입구 형상에 대한 추가적인 이론 및 실험이 요구되며 양력 팬의 작동으로 받음각(Angle of Attack, AOA)으로 인한 날개의 양력은 영향을 받지 않음을 확인하였다.

Harry H. Heyson<sup>(4)</sup>은 NASA 7 by 10 ft, 30 by 60 ft 그리고 40 by 80 ft의 조건을 가진 풍동 실험을 통한 중형비 3.5, 테이퍼비 0.5, 시위길이에서 16도의 후퇴각이 적용된 대칭 날개꼴을 가진 FIW를 사용하여 풍동의 벽 간섭 효과가 FIW VTOL 모델의 성능에 어떠한 영향을 미치는지에 대한 연구를 하였다. 풍동의 크기 대비 실험 모델의 크기가 매우 작지 않으면 벽 간섭 효과가 커서 데이터의 경향이 반대로 나올 수가 있으며 벽 간섭 효과는 날개의 꼬리 부분에서 특히 크다는 것을 확인하였다.

P. E. Rubbert 등<sup>(5)</sup>은 다양한 비행 조건에서 날개와 팬 입구의 기하학적 영향을 받는 FIW 구성으로의 유입 흐름을 연구하였다. 양력 팬 작동에 관한 이론적 실험적 압력 분포는 비교적 일치했으며 날개 주변과 끝단에서 대체로 압력 차이가 있음을 확인하였다.

N. Thouault 등<sup>(6)</sup>은 FIW를 자유 흐름 속도(freestream velocity), Revolution per minute(RPM), 날개의 시위길이 기준으로 한 레이놀즈수를 변수로 실험과 전산해석을 통하여 양력, 항력, 모멘트 및 추력 계수 그리고 팬의 장착 위치를 수치 분석하였다. 이 때 날개 뒷전에 가까운 곳에 팬을 장착하는 것이 성능을 향상시키는 것으로 확인되었다.

본 논문에서는 일반적으로 사용되는 날개 모델인 Onera M6와 RC 비행체 최대 이륙 중량(Maximum Take-Off Weight, MTOW)과 동일한 추력을 가진 양력 팬을 장착한 Onera M6를 모델로 사용하였다. 자유 흐름 속도와 받음각( $\alpha$ )을 변수로 사용하여 양력 팬이 장착되지 않은 날개와 양력 팬이 장착된 날개를 각각의 유동 특성과 날개의 윗면 및 아랫면의 압력 분포에 대해 비교하였다. 또한 장착되는 양력 팬에 대한 모델링을 따로 하지 않고 Ansys Fluent Ver. 19 R2에서 제공하는 3D fan zones 기능을 사용하여 특정 형상 사용으로 발생하는 영향성을 최소화 하였으며 상대적으로 작은 모델을 사용하기 때문에 생겨나는 격자 생성에 대한 어려움을 해결하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 성능평가 지표

#### 2.1.1 양력, 항력 계수

양력, 항력 계수는 식 (1), (2)와 같이 정의된다.  $L$  은 양력,  $D$  는 항력,  $\rho$  는 공기의 질량밀도,  $u$  는 자유 흐름 속도 그리고  $S$  는 날개의 면적을 나타낸다.

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

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

#### 2.1.2 Fan momentum sources

본 연구에서 특정 팬 형상을 사용함으로써 발생하는 영향성을 최소화하며 해석 시간의 단축을 위하여 유체 해석 툴인 Fluent에서 제공하는 3D fan zones 기능을 사용하였다. 이는 스월(swirl)과 반경 방향의 속도를 고려하여 축류 팬 효과에 대하여 구현 및 해석을 가능하게 하며 Moving Reference Frame(MRF) 시뮬레이션과 같은 기능을 한다.<sup>(7)</sup>

3D fan zones에서 사용되는 축 방향, 접선 방향, 반경 방향의 운동량 방정식은 각각 식 (3), (4), (5)와 같이 구분된다.  $\Delta P(Q)$  는 축 방향 유량에 대해 팬을 가로지르는 압력 상승,  $h$  는 블레이드에 의해 축 방향으로 스윕(sweep) 되는 토로이드(toroid) 영역의 두께,  $W_f$  은 팬의 동력,  $r$  은 팬 축으로부터의 반경 방향 거리,  $\Omega_{op}$  은 작동하는 팬의 각 속도,  $R_h$  는 팬 허브의 반경,  $R_{ip}$  는 변곡점 비에 따른 팬 블레이드 상에 있는 점의 반지름,  $R_t$  는 팬 블레이드 끝단의 반경 그리고  $V_\phi$  는 국소 접선 속도를 나타낸다.

$$S_a = \frac{\Delta P(Q)}{h} \quad (3)$$

$$S_t = \begin{cases} \frac{2W_f r}{c_1 |\Omega_{op}|} & (R_h < r \leq R_{ip}) \\ \frac{2W_f R_{ip}^2}{c_1 r |\Omega_{op}|} & (R_{ip} < r < R_t) \end{cases} \quad (4)$$

$$S_r = \frac{\rho V_\phi^2}{r} \quad (5)$$

접선방향 운동량 방정식을 계산하기 위해서 추가적으로  $W_f$ ,  $R_{ip}$ ,  $c_1$  에 관한 식이 필요하며 각각 식 (6), (7), (8)으로 나타낸다.  $v_{ex}$  는 팬 출구 면의 속도 벡터,  $a_{ex}$  는 팬 출구 면의 면적 벡터,  $b_{ip}$  는 변곡점의 비율,  $c_1$  은 상수를 나타낸다.

$$W_f = (v_{ex} \cdot a_{ex}) \Delta P(Q) \quad (6)$$

$$R_{ip} = R_h + (R_t - R_h) b_{ip} \quad (7)$$

$$c_1 = \pi h (R_{ip}^2 (2R_t^2 - R_{ip}^2) - R_h^4) \quad (8)$$

## 2.2 전산유체 해석

### 2.2.1 형상정의

본 연구에서 사용한 해석 형상은 Onera M6로 선정하였으며 코드( $C$ )의 길이는 0.205 m, 폭( $b$ )은 0.305 m 에 윗면과 아랫면이 대칭인 날개이며 Table 1에 나타내었다.

FTW 형상의 경우 3D fan zones의 회전 영역의 위치와 크기에 대하여 N. Thouault 등이 연구했던 형상을 적용하였다.<sup>(8)</sup>

Table 1 Wing specification

Specification [unit]	Numerical value
Wing root chord [m]	0.205
Wing tip chord [m]	0.116
Taper ratio	0.562
Mean aerodynamic chord [m]	0.162
Half wing span b [m]	0.305
Leading edge sweep angle [deg]	30
Trailing edge sweep angle [deg]	15.8
Aspect ratio	3.8
Wing twist	No

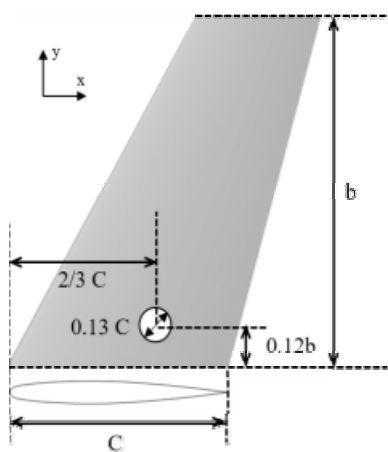


Fig. 1 Wing geometry

### 2.2.2 전산유체 해석기법

본 연구에서 전산해석을 위해 Ansys Fluent Ver. 19 R2 를 사용하였으며 난류 모델은 realizable k- $\epsilon$ (RKE) 난류 모델을 이용하였다. 벽 함수(wall function)로는 Enhanced wall treatment를 사용하였으며 이를 위해  $y^+$  값을 1에 맞추었다.

유동장의 총 크기는 50 C로 설정하였으며 CFD 도메인의 형상은 Fig. 2에 나타내었다. 자유 흐름 속도에 대한 해석은 3°의 받음각을 기준으로 3 m/s 부터 12 m/s 까지 3 m/s 간격으로 적용하였으며 받음각에 대한 해석은 12 m/s를 기준으로 받음각 3°, 6°, 9°, 12°의 조건에서 해석을 진행하였으며 각 케이스 별로 Table 2에 나타내었다. 여기서 자유 흐름 속도는 원거리장(far field)영역에 흡입 속도(velocity inlet) 조건으로 주었으며 받음각의 경우 속도 요소(velocity component)로 자유 흐름 공기의 각도를 주었다. 이 때 사용된 공기의 온도는 25 °C 이다.

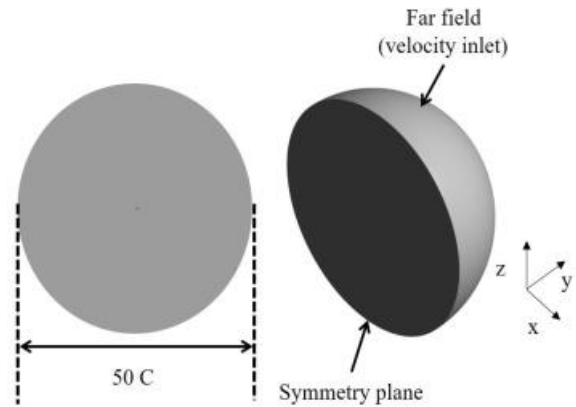


Fig. 2 CFD domain

Table 2 Case

Case	Freestream [m/s]	AOA [deg]
1	3	3
2	6	3
3	9	3
4	12	3
5	12	6
6	12	9
7	12	12

Fan의 추력은 0.305 m 의 Semi-wingspan을 가진 RC 비행기의 최대 이륙 중량 160 g 을 기준으로 그 절반인 80 g 에 해당하는 약 0.8 N 으로 설정하였다.

격자는 육면체(hexahedral)격자 및 사면체(tetrahedral) 격자에 비해 상대적으로 적은 격자수를 사용하며 빠른 해석 시간과 정확성이 좋은 다면체(polyhedral)격자를 사용하였

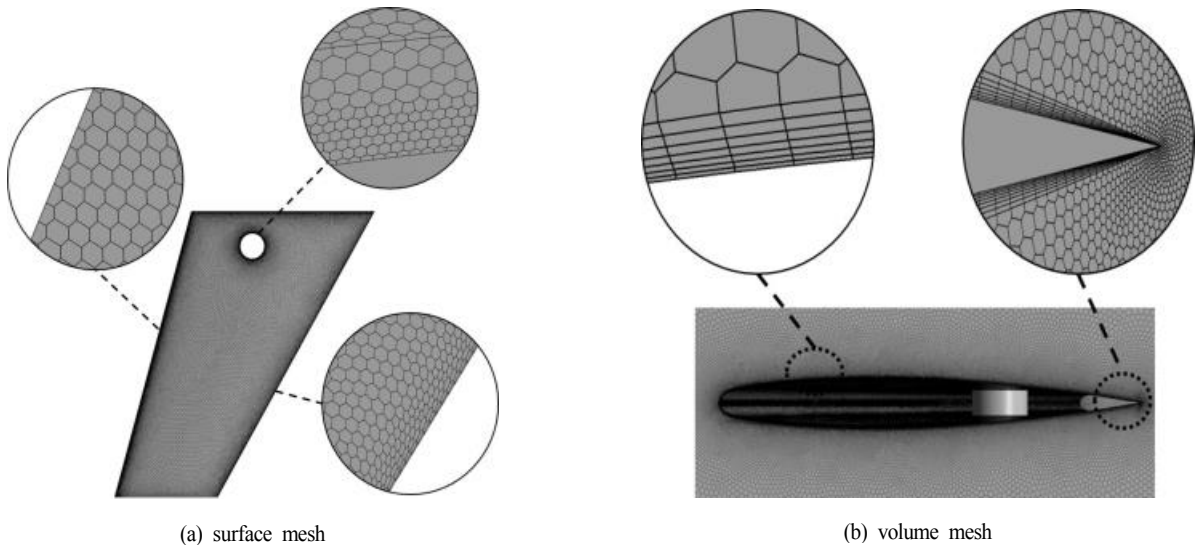


Fig. 3 CFD mesh

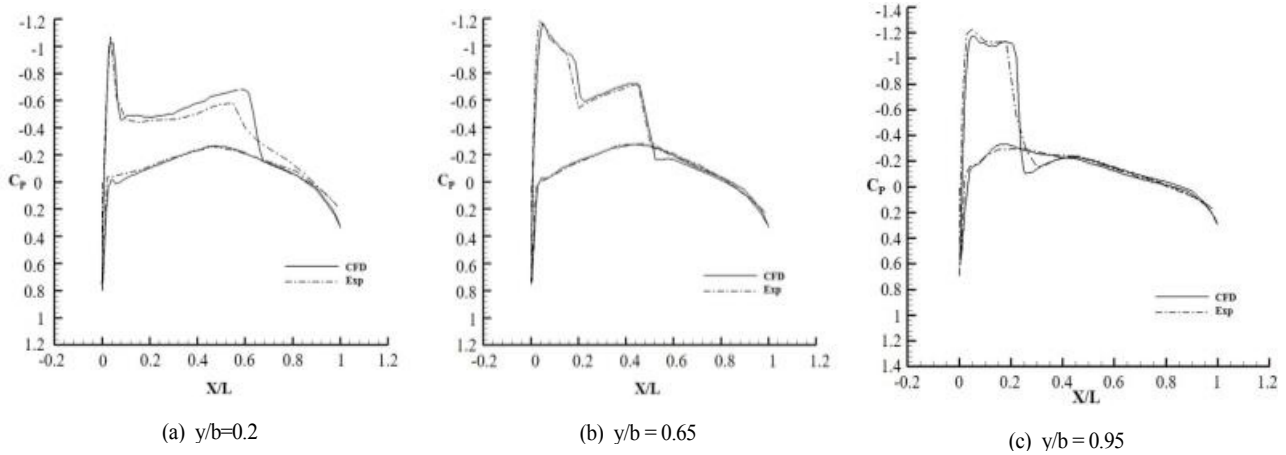


Fig. 4 Pressure coefficient distribution on the wing surface

다.<sup>(9)</sup> 날개의 표면 격자, 경계층(boundary layer)격자의 격자 노드수는 약 571만 개, 요소의 경우 다면체로 약 213만 개이며 격자 형상의 정보는 Fig. 3에 나타내었다.

### 3. 해석결과

#### 3.1 전산해석 검증 결과

해석 기법에 대한 검증을 위하여 Onera M6 날개를 사용하여 NASA의 결과<sup>(10)</sup>와 비교하였다. 양력 및 항력 계수는 다음 Table 3과 같으며 각각의 날개 윗면(upper side)과 아랫면(lower side)의 압력분포에 대해 Fig. 4에 그래프로 나타내었다. 각각 오차의 경우 실제 실험 모델, 실험 환경 및 조건과 전산해석 모델 및 조건에서의 차이가 있기 때문에 발생한다. 여기서 X/L 는 Onera M6의 각 위치별 코드 길이와 x 좌표에 대한 무차원 거리 그리고 y/b 는 날개 폭과 y 좌표에 대한 무차원 거리를 나타낸다.

Table 3 Comparison between NASA and CFD results

$\alpha = 3.06^\circ, M = 0.8395$	$C_L$	$C_D$
NASA results	0.141	0.0088
CFD results	0.132	0.0086
Error(%)	6.82	2.33

#### 3.2 동 받음각에 따른 자유 흐름 속도 별 비교

##### 3.2.1 유동특성

Fig. 5에 받음각이  $3^\circ$ 에 자유 흐름 속도 3 m/s, 6 m/s, 9 m/s, 12 m/s 조건에서의 날개 윗면과 아랫면의 압력분포를 해석한 case 1, 2, 3, 4에 대하여 나타내었다. 해석된 압력분포의 결과에 따르면 양력 팬이 위치한 날개 윗면과 아랫면 주변에서 변화가 발견되었다. 자유 흐름 속도가 작을수록 날개 윗면과 아랫면의 주변 압력분포가 고르게 분포되어 있으며 속도가 커지더라도 팬 주변의 압력은 크게 변하지 않는 것을 확인하였다. 날개 윗면의 경우 자유 흐름 속도가 클수록

록 양력 팬 주변의 압력분포 변화가 넓게 이루어지는 것이 확인되었으며, 날개 아랫면의 경우 날개에 팬에 의한 와류의 영향을 받는 것이 확인되었으며 이로 인하여 자유 흐름과 팬에 의한 와류가 만나 압력분포가 뒤로 밀리는 현상이 나타나며 더 넓은 범위에서의 압력분포 변화가 일어나는 것이 확인되었다.

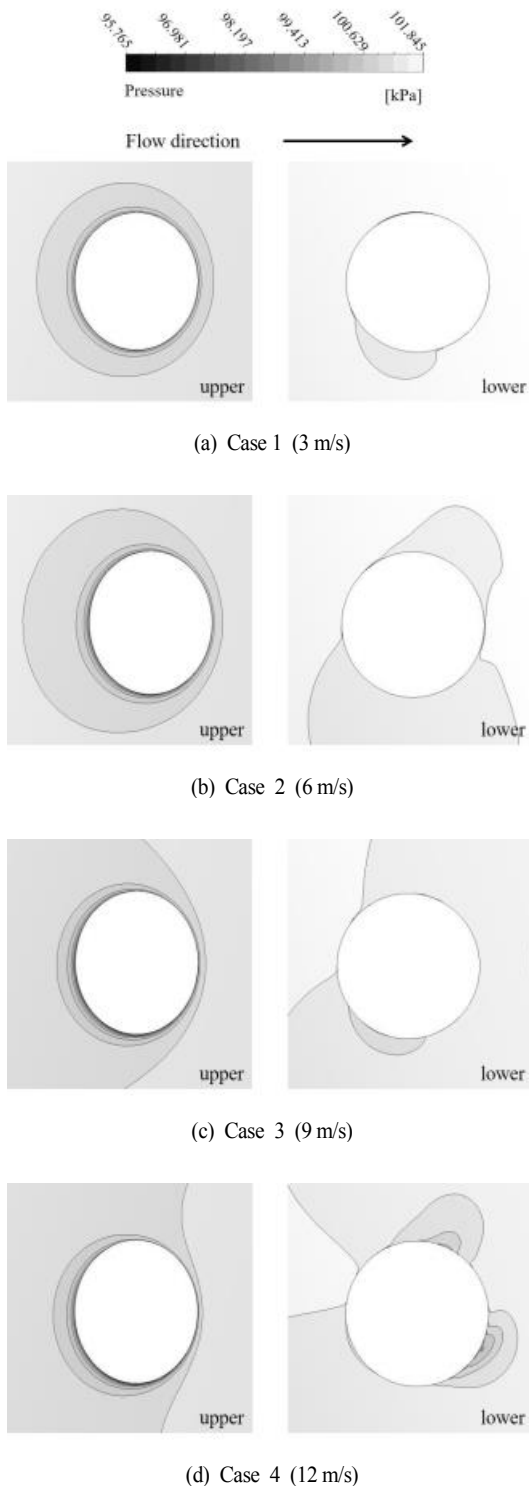


Fig. 5 Pressure distribution contour at AOA=3°

Fig. 6에는 각 케이스의  $zx$  평면에서 본 유선의 분포에 대해 나타내었다. 비교적 낮은 자유 흐름 속도에서는 양력 팬으로부터 날개 아랫면으로 배출되는 공기의 영향이 자유 흐름 공기보다 지배적인 것이 확인되며 이로 인하여 양력 팬으로부터 배출되는 공기의 와류가 날개와 수직 방향으로 얇게 뻗어나가는 것이 확인되었다. 또한 상대적으로 저속인 자유 흐름 속도가 낮은 3 m/s 에서 팬으로 흡입되는 유선의 범위가 크며 속도가 커질수록 범위가 좁아지므로 상대적으로 낮은 자유 흐름 속도에서 양력 팬의 영향력이 큰 것이 확인되었다. 이로 인하여 자유 흐름 속도가 커질수록 자유 흐름 공기의 영향이 지배적이므로 양력 팬으로부터 나오는 와류가 영향을 받아 공기의 흐름 방향으로 휘어지며 퍼지는 현상이 확인되었다.

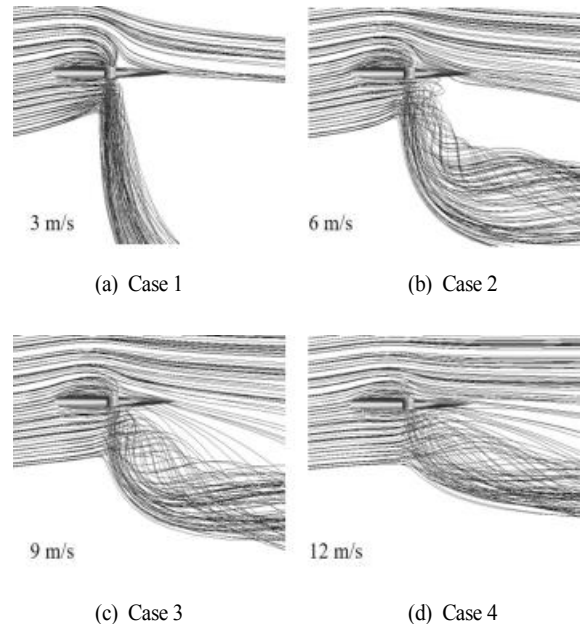
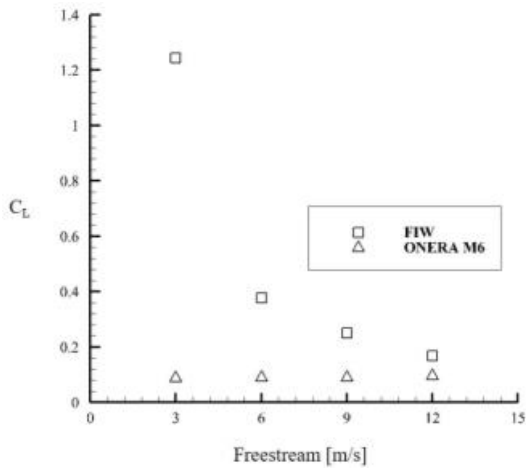


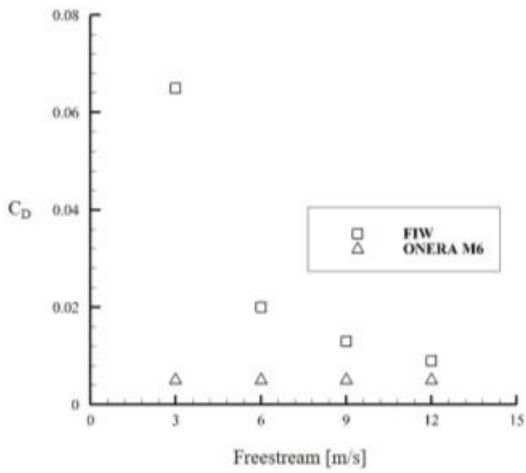
Fig. 6 Streamline at AOA=3°

### 3.2.2 양, 항력 계수

Fig. 7에 case 1, 2, 3, 4의 받음각이 3° 일 때 자유 흐름 속도 별 양력 계수와 항력 계수와 동일 조건에서의 해석한 Onera M6 날개의 양력 계수와 항력 계수에 대하여 그래프로 나타내었다. 양력 팬 회전에 상대적으로 자유 흐름의 영향이 적은 3 m/s의 속도에서 양력 계수가 높은 값을 가지며 속도가 높아질수록 양력 계수가 감소하는 것이 확인되었다. Onera M6 날개는 3, 6, 9 m/s 의 구간에서 양력 계수는 근사한 값인 약 0.09에서 0.1의 값을 가지는 것이 확인되었으며 이에 따른 항력 계수의 경우 전 구간에서 근사한 값인 약 0.005의 값이 나오는 것이 확인되었다. 이로 인하여 비행체 무게와 동일한 추력을 가진 양력 팬을 장착한 경우 양력 계수의 측면에서 수직 이착륙의 기능이 부각되는 저속에서의 비행성능이 고속에서보다 좋다는 것을 확인할 수 있었다.



(a)



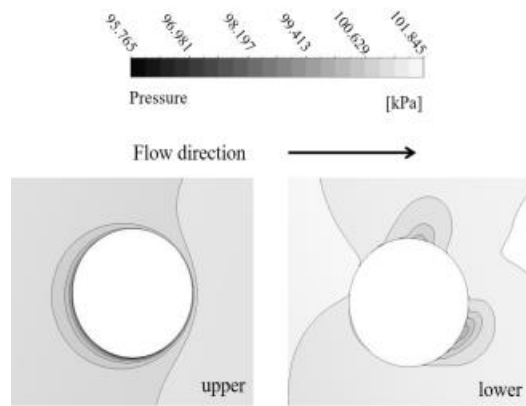
(b)

Fig. 7 Comparison between FIW and Onera M6 at AOA=3°  
(a) Lift Coefficient, (b) Drag Coefficient

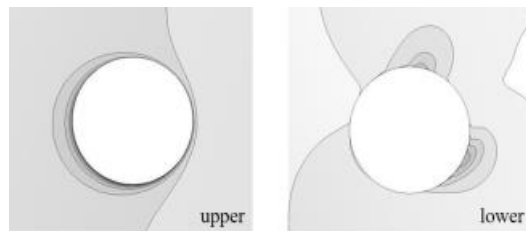
### 3.3 동 자유 흐름 속도에 따른 받음각 별 비교

#### 3.3.1 유동특성

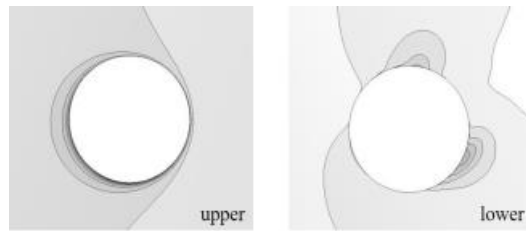
Fig. 8에 자유 흐름 속도가 12 m/s에 받음각 3°, 6°, 9°, 12° 일 때의 날개 윗면과 아랫면의 압력분포를 해석한 case 4, 5, 6, 7에 대하여 나타내었다. 동일 자유 흐름 속도에서 받음각 변화 시 날개 표면의 압력분포가 크게 차이 나지 않으며 양력 팬이 위치한 날개 윗면과 아랫면 주변의 압력분포 변화 양상이 크게 없는 것이 확인되었다. 날개 윗면의 경우 상대적으로 받음각이 작을수록 압력분포의 변화가 넓게 이루어지는 것이 확인되었으며, 날개 아랫면의 경우에는 상대적으로 받음각이 작을수록 압력분포의 변화가 넓게 이루어지는 것이 확인되었으며 자유 흐름 속도의 영향이 지배적일수록 날개 아랫면의 공기에 영향을 크게 미치기 때문에 날개 아랫면의 압력분포가 양옆으로 밀려나가는 듯한 형상을 보이는 것이 확인되었다.



(a) Case 4 (3 deg)



(b) Case 5 (6 deg)



(c) Case 6 (9 deg)



(d) Case 7 (12 deg)

Fig. 8 Pressure distribution contour at u=12 m/s

Fig. 9에 각 케이스의 zx 평면에서 본 유선의 분포에 대해 나타내었다. 동일한 속도인 12 m/s 에서 받음각의 변화로 인한 공기의 흐름은 큰 차이를 보이지 않는 것이 확인되었지만 날개 윗면의 경우 상대적으로 받음각이 클수록 양력 팬으로 흡입되는 유선의 굴곡이 심한 것이 확인되었으며, 날개 아랫면의 경우 양력 팬으로부터 배출되는 공기와 날개 아랫면 주변 공기 흐름의 형상이 각 케이스 별로 유사하지만 상대적으로 받음각이 클수록 유선이 날개 뒷전과 맞닿는 것이 확인되었다.

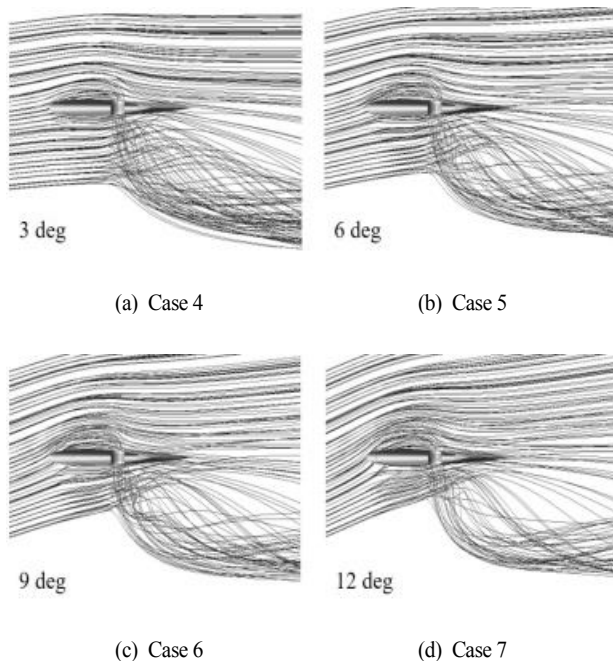


Fig. 9 Streamline at  $u=12$  m/s

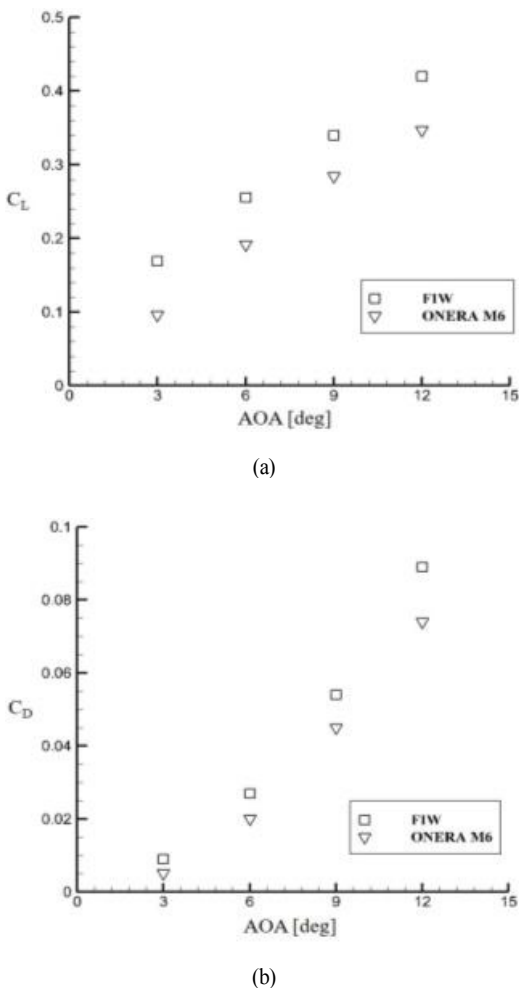


Fig. 10 Comparison between FIW and Onera M6 at  $u=12$  m/s  
(a) Lift Coefficient, (b) Drag Coefficient

### 3.3.2 양, 항력 계수

Fig. 10에 case 4, 5, 6, 7의 자유 흐름 속도가 12 m/s 일 때 받음각 별 양력 계수 및 항력 계수와 동일 조건에서 해석한 Onera M6 날개의 양력 계수 및 항력 계수에 대하여 그래프로 나타내었다. 받음각 증가에 따른 양력 계수와 항력 계수의 증가를 확인하였으며 양력 팬이 장착되지 않은 Onera M6를 해석한 결과와 비슷한 경향을 보이는 것이 확인되었다.

## 4. 결론

본 연구에서는 전산해석을 통하여 Onera M6 날개를 사용한 비행체 최대 무게와 동일 추력을 가진 양력 팬을 장착하였을 때의 날개 표면의 압력분포와 날개 주변의 유동특성을 확인하였으며, 일반 Onera M6와 양력 팬을 장착한 FIW의 양력 계수 및 항력 계수 비교도 진행하였다.

FIW의 경우 12 m/s 에서 보다 상대적으로 낮은 속도인 3, 6, 9 m/s 에서 수직 이착륙 기능이 부각되며 Onera M6에 비해서 FIW의 양력 계수 값이 각각 약 14 %, 4%, 3% 그리고 2% 가량 높은 것을 확인하였다. 이로 인해 Onera M6의 날개에 RC 비행기의 최대 이륙 중량과 동일한 추력을 가진 양력 팬을 장착할 경우 고속 비행보다 상대적으로 V/TOL 성능이 확연하게 드러나는 저속 비행에서 성능이 좋은 것을 확인하였으며 이륙 공간이 충분하지 않으며 저속 비행 조건을 충족해야 할 때 FIW의 사용이 적합할 것으로 사료된다.

## References

- (1) Brogan, E., Casey, G., Engel, B., Fay, C., Gaffney, J., Hooper, R., and Wahl, H., 1961, "Vertodyne Fan-in-Wing VTOL Aircraft," AD0265569.
- (2) Zabinsky, J. M., Minkler, W. F., Bohn, J. G., Derbyshire, T., Middlebrooks, J. E., McBarron, J. P., Williams, B., and Miller, C. W., 1974, "V/STOL Lift Fan Commercial Short-Haul Transports Continuing Conceptual Design Study," NASA-CR-2437.
- (3) Duviolier, J. F., and McCallum, R. B., 1960, "Investigation of Tilting Duct and Fan-Wing in Transition Flight," ADO 254847.
- (4) Heyson, H. H., 1974, "The Effect of Wind-Tunnel Wall Interference on The Performance of A Fan-In-Wing VTOL Model," NASA-TN-D-7518.
- (5) Rubbert, P. E., Saaris, G. R., Scholey, M. B., Standen, N. M., and Wallace, R. E., 1967, "A General Method for Determining The Aerodynamic Characteristics of Fan-In-Wing Configurations. Volume 1. Theory and Application," AD0667980.
- (6) Thouault, N., Breitsamter, C., Adams, N. A., and Seifert,

- J., 2009, "Experimental Investigation of The Aerodynamic Characteristics of Generic Fan-In-Wing Configurations," *The Aeronautical Journal*, Vol. 113, No. 1139, pp. 9~20.
- (7) Heymsfield, C., 2018, "Computational Fluid Dynamics Model for Air Velocity Through a Poultry Transport Trailer in a Holding Shed," M. S. Thesis, Department of Biological and Agricultural Engineering, University of Arkansas, Fayetteville, AR.
- (8) Thouault, N., Breitsamter, C., Gologan, C., and Adams, N. A., 2010, "Numerical Analysis of Design Parameters for a Generic Fan-In-Wing Configuration," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 14, No. 1, pp. 65~77.
- (9) Martin, S., Thomas, R., Jonathan, Y. Z., Tobias, S., Joachim, H., Robert, G. G., Arnd, D., and Christof, K., 2011, "Tetrahedral vs. polyhedral mesh size evaluation on flow velocity and wall shear stress for cerebral hemodynamic simulation," *Computer Methods in Biomechanics and Biomedical Engineering*, Vol. 14, No. 1, pp. 9~22.
- (10) Schmitt, V., and Charpin, F., 1979, "Pressure Distributions on the Onera-M6-Wing at Transonic Mach Numbers," *Experimental Data Base for Computer Program Assessment*, AGARD-AR-138, B1.