

## 論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.6.467>

## Embedded Type 분산 추진 장치의 입·출구 형상 및 위치 변화에 따른 융합익기의 공력해석

김효섭\*, 최현민\*, 조진수\*\*

### Aerodynamic Characteristics of the Blended-Wing-Body for the Position and Aspect Ratio of the Inlet and Outlet of an Embedded Distributed Propulsion System

Hyo-Seop Kim\*, Hyun-Min Choi\* and Jin-Soo Cho\*

#### ABSTRACT

UAVs for reconnaissance and intelligence operations require long endurance capability, which demands high efficiency of the propulsion system. The distributed propulsion system(DPS) generates the thrust by replacing a large propulsion system with a number of small propulsion systems. A DPS distributed along the wing span can produce gains in propulsion efficiency by reducing ejection velocity. Also, the ingestion of boundary layers through the distributed DPS inlet and ejecting flow from the outlet can improve the lift to drag ratio of the vehicle. This study investigates the effects of locations and size of the inlet and outlet of the DPS on the blended-wing-body design based on Eppler 337 airfoil, with a CFD tool. The fans in the DPS are modeled as actuator disks for computational efficiency. The best location and aspect ratio of the inlet and outlet are found from lift-to-drag ratio and pitching moment considerations.

#### 초 록

무인항공기의 정찰 및 정보 수집 능력을 효율적으로 수행하기 위해 장기 체공 능력이 요구된다. 분산 추진 장치는 대형 추진 장치를 복수의 소형 추진 장치들로 대체하여 추력을 얻는 장치이다. 날개의 스패น 길이를 따라 넓게 분포하여 효율이 증가하며, 유동의 흡입을 통해 경계층을 제어하고 출구에서 분사되는 흐름이 항공기에 부착되어 흐르기 때문에 양항비가 증가한다. 본 연구에서는 전익기·융합익기와 분산 추진 장치가 장기 체공 성능을 향상시키는 점에 착안하여 연구를 수행하였다. Eppler 337 에어포일 유닛에 추진 장치의 위치 및 입·출구 가로세로비 변화에 따라 나타나는 공력특성을 분석했다. CFD를 사용하여 공력해석을 수행하였고, 빠른 해석 결과를 얻을 수 있도록 팬 영역에 작동판 이론을 적용하였다. 양항비와 모멘트 비교를 통해 추진 장치의 위치 및 형상을 결정하고자 한다.

**Key Words** : Distributed Propulsion System(분산추진장치), Fan(팬), CFD(전산유체역학), Blended Wing Body(융합익기), Flying Wing(전익기), Aerodynamic Characteristics(공력특성)

† 2011년 10월 31일 접수 ~ 2012년 6월 4일 심사완료

\* 정희원, 한양대학교 기계공학과

\*\* 정희원, 한양대학교 기계공학부

교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

서울시 성동구 행당동 17번지

#### 1. 서 론

전 세계적으로 무인항공기에 대한 관심이 증대되고 있다. 최근 리비아 전쟁 등을 거치면서 무

인기의 활용성은 입증되었으며, 적군 동향 파악 및 시가전 등에서의 정찰 및 정보 수집 능력의 중요성은 증대 되었다. 이러한 임무를 효율적으로 수행하기 위해 장기 체공 능력이 중요하게 요구되고 있으며, 이를 통해 새로운 형상의 항공기에 대한 연구와 고효율의 추진 장치에 대한 연구가 진행되고 있다.

장기 체공형 무인기의 개발을 위해 새로운 형상에 대한 연구가 이뤄지고 있다. 융합익기(Blended Wing Body)는 Northrop 사의 B-2 Spirit과 같은 전익기(Flying Wing)에서 발전된 형상으로 동체와 날개가 공기역학적으로 유연하게 연결된 항공기이다. 기존 항공기 형상에 비해 공기역학적으로 성능이 크게 개선되어 공력 효율을 증가시켰고 날개 면적이 넓어짐에 따라 항속거리(Range) 및 항속시간(Endurance)이 증가했다[1][2].

장기체공 성능의 향상을 위해 추진 장치 또한 개발 중이다. 일반적인 추진 장치의 주요 목표는 고성능이었으나 장기 체공의 목표가 중요해지면서 장거리·장시간 운용을 위한 고효율 추진 장치에 대한 연구도 이루어졌다. 분산 추진 장치(Distributed Propulsion System)는 일반 항공기의 대형 추진 장치 대신 다수의 소형 추진 장치들로 대체하여 동일한 추력을 얻는 장치이다. 장점으로는 다수의 엔진 운용을 통해 고장에 대한 안전성이 높아지고, 수리 및 부품 교환이 부분적으로 이루어져 관리성이 향상된다[3].

Kuchemann[4]은 추진 효율을 증가시키기 위해 항공기 내부에 넓은 분포로 다수의 소형 엔진을 장착한 Jet Wing을 선보였다. 이를 통해 돌풍하중(Gust Load)과 플러터(Flutter)로부터 위험이 감소함을 보였다. Kim과 Saunders[5]는 항공기 뒷전(Trailing Edge)에 추진 장치를 장착하여 CFD를 통한 공력특성과 추진 효율을 파악했다. 토출 유동을 이용한 Blown Flap의 사용을 통해 공력성능이 향상됐다. 최근 NASA[6][7]에서는 장기체공 성능을 이용한 융합익기와 분산 추진 장치를 개발 중이다. Cambridge와 MIT[8]는 분산 추진 장치의 형상에 대해 공동 연구를 수행하였고 유동의 흡입을 통한 경계층 제어와 Embedded Type의 형상이 우수함을 보였다.

본 연구에서는 전익·융합익기 형상과 분산 추진 장치가 장기 체공 성능을 향상 시키는 장점에 착안하였다. 전익·융합익기에 대한 전기체의 공력해석 수행 전, 유닛 형상의 해석을 통해 최적의 위치와 형상을 결정하고자 하였다. Eppler 337과 분산 추진 장치를 결합하였고, 양항비와

모멘트 특성을 파악하기 위해 추진 장치의 위치 및 입·출구의 가로세로비를 변화시키며 CFD를 사용하여 해석을 수행하였다.

## II. 본 론

### 2.1 형상 설계

Figure 1(a)는 본 연구에서 사용한 무인 융합익기의 형상이다. 분산 추진 장치는 융합익기의 동체 부분에 밀집해 있으며 이 부분의 평균 시위 길이는 약 2m이다. 따라서 단일 유닛을 이용한 해석 모델의 시위 길이는 2m로 설정하였다. Fig. 1(b)와 Fig. 1(c)는 본 연구에서 사용한 분산 추진 장치의 형상이다. MIT와 Cambridge는 BWB형상에서 사용하기 적합한 대표적인 두가지 엔진 형상에 대한 공동 연구를 수행하였다. 외부로 추진

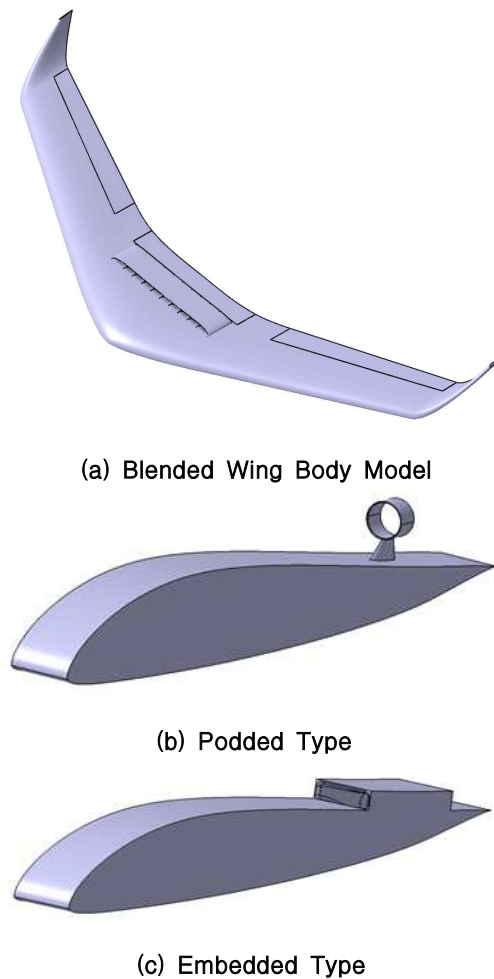


Fig. 1. Selected Models for CFD Analysis

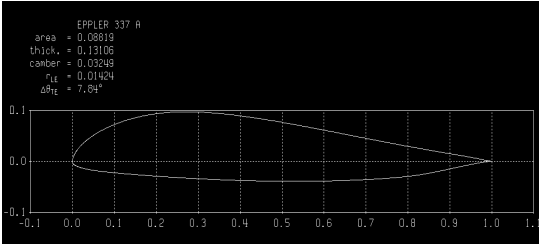


Fig. 2. Eppler 337 Airfoil in Xfoil

장치가 돌출 되어 현재 일반적인 항공기에서 대표적으로 사용되고 있는 Podded Type과 날개 내부에 장착된 Embedded Type에 대해 비교 연구를 수행하였다[8]. 이를 통해 Embedded Type이 Podded Type에 비해 낮은 항력과 높은 추진 효율이 발생함을 보였다. 따라서 이 결과를 참고하여 장기 체공 성능을 위해 항력이 낮고 추진 효율이 우수한 Fig. 1(c) 모델인 Embedded Type을 선택하였다.

Figure 2(a)는 무인 융합익기 형상 설계에 사용한 Eppler 337 익형이다. Eppler 337은 Richard Eppler가 융합익기 항공기를 설계하기 위해 고안한 익형 중 하나이다. 양항비와 모멘트 성능이 우수하기 때문에 중운동 정안정성과 높은 양항비를 확보하기에 유리하다. Eppler 337의 뒷전은 융합익기에서 발생하는 비평형 모멘트를 상쇄시키기 위해 역캠버를 가진다. 역캠버를 통해 뒷전에서 아랫방향으로 힘을 발생시켜 평형을 이뤄주며 꼬리날개 효과를 가지게 된다[7].

Figure 3은 분산 추진 장치 해석을 위한 설계 변수 및 단면도이다. 본 연구를 위한 입·출구 위치 결정은 Richard Eppler가 작성한 Eppler 337의 압력분포 데이터[9]를 통해 결정하였다. 앞전(Leading Edge)으로부터 시위 길이의 약 30% 지점에서 압력이 떨어지는 현상이 발생했다. 따라서 30% 부근에서 박리가 발생한다는 것을 예측할 수 있으며 30% 지점과의 비교를 위해 20% 지점부터 해석을 수행하였다. 뒷전은 조종면이 설치되는 것을 고려하였기 때문에 시위 길이 80% 지점 까지를 출구 한계점으로 결정하였다. Eppler 337에서 30~80%의 윗면은 거의 일직선이기 때문에 윗면에서 추진 장치의 위치 변화를 통한 내부 형상 변화가 크지 않다. 따라서 Eppler 337 윗면에 팬의 중심을 위치 시킨 후, 추진 장치의 위치를 시위 길이의 10%씩 변화시켰다.

입·출구 비율 변화에 따른 공력 해석은 팬의 환상유로 면적과 입·출구에서의 유동 면적을 동일하게 유지하여 수행하였다. 가로세로비가 1인

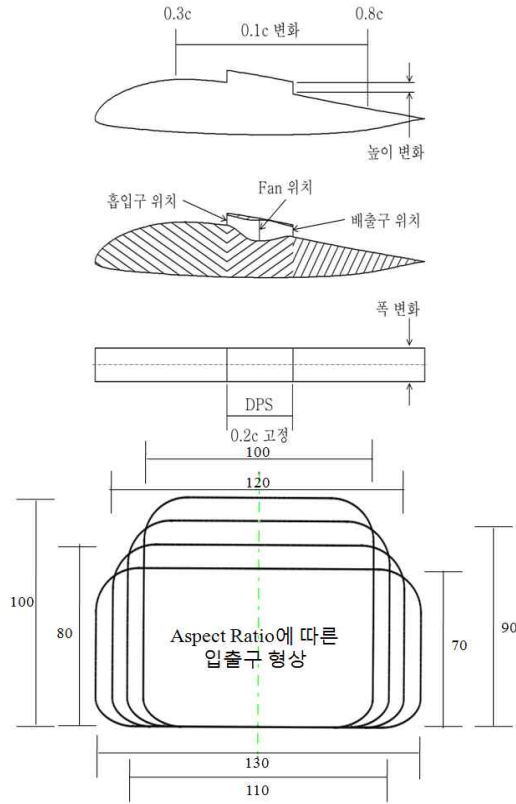


Fig. 3. Design Variables and Cross Section for Analysis the DPS

입·출구 형상에서 일정하게 폭을 감소시키며 해석을 수행하였다. 폭을 증가시킬 경우는 분산 추진 장치를 날개 방향으로 배치시키면 흡입구의 폭이 좁아지면서 이웃한 분산 추진 장치끼리의 사이 간격이 벌어질 수 있기 때문에 폭은 직경보다 작아지지 않도록 설계하였다.

## 2.2 격자생성

본 연구는 CFD를 이용하여 양·항력 및 모멘트의 공력특성을 해석하였다. 유동장 해석을 위해 상용 수치해석 프로그램인 Fluent를 사용하였다. Fluent는 점성·압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하기 때문에 다양한 형상 및 유동 조건을 해석해야 할 경우에 적합하다. 난류 모델은 전단 유동의 확산 해석에 적합한  $k-\omega$  SST를 사용하였다. Fan에 해당하는 영역은 작동판(Actuator Disk) 이론[10]을 적용하여 해석을 수행하였다. 해석을 수행하는 팬과 동일한 직경의 상용 팬으로부터 평균 압력값을 참고하여 적용하였으며, 약 5N의 추력을 발생할 수 있는 압력 값을 적용했다. Fig. 4는 유동해석을 위한 격자계다. 상용 격자 생성

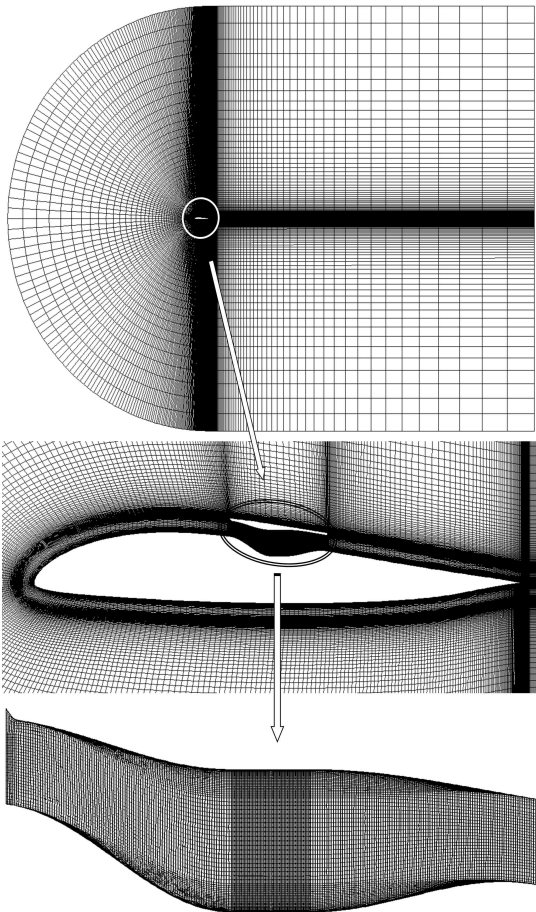


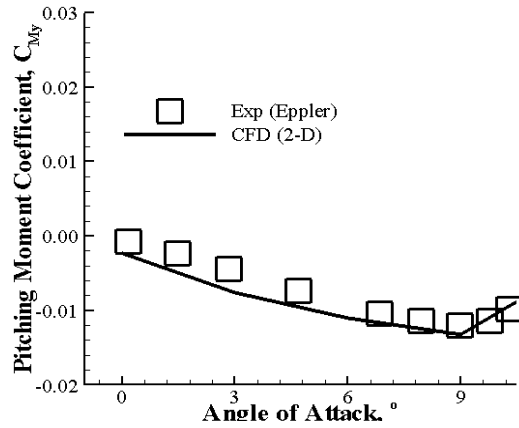
Fig. 4. C-type Mesh Grid to Analysis DPS

프로그램인 Gambit을 사용하였고, 해석 시 벽면 효과를 고려하여 상·하·전방으로 시위 길이의 12.5배, 후방으로 21배만큼의 해석 영역을 결정했다. 해석을 위해 C-Type Grid를 사용하였고 유체의 점성효과를 충분히 고려하기 위해  $y^+$  값이 2가 되도록 생성하였다. 익형과 분산 추진 장치에서는 경계층과 유동을 계산하기 위해 격자를 밀집시켰으며 약  $5 \times 10^6$ 개의 정렬 Hexa Mesh를 사용하였다.

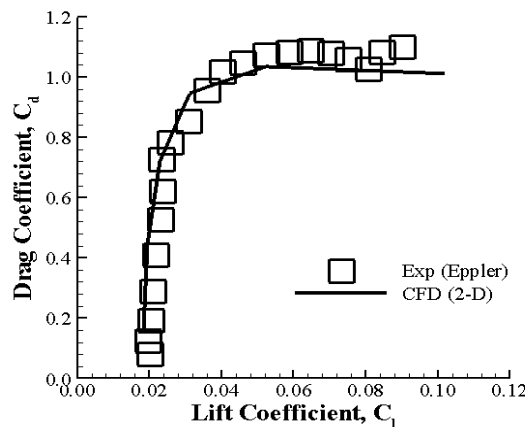
### III. 결 과

#### 3.1 기법 검증

분산 추진 장치의 위치에 따른 공력특성을 파악하기 위하여 상용 프로그램인 Fluent에서의 Mesh에 대한 검증을 수행하였다. Fig. 5는 Richard Eppler가 제시한 Eppler 337의 실험결과



(a) Pitching Moment Coefficient



(b) Drag to Lift Ratio

Fig. 5. Comparing CFD Data with Eppler Data

값과 CFD를 사용하여 얻어낸 계수 결과를 비교한 그래프이다. Re 수는 실험 데이터와 동일한 약  $1 \times 10^6$ 으로 설정하였으며, 속도는 20m/s이다. Fig. 5(a)에서 Eppler 337은 AOA가 약  $10^\circ$  부근에서 실속이 일어났으며 실속이 일어나기 전 결과들이 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서는 실속이 일어나기 전 상태인 AOA  $0 \sim 9^\circ$ 에서의 해석을 통해 공력특성을 파악하기 때문에 난류 모델과 생성한 Mesh가 결과에 잘 반영됨을 확인할 수 있다. Fig. 5(b)는 양력과 항력을 비교한 그래프이다. 마찬가지로 CFD 결과값과 실험값이 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다.

#### 3.2 전·후방 위치 변화의 영향

Figure 6은 앞전으로부터 시위 길이의 30~80%에서 분산 추진 장치의 위치를 10%씩, 받음각을  $0 \sim 9^\circ$ 까지  $3^\circ$ 씩 변화시키며 공력 해석을 수행한 그래프이다. Fig. 6(a)는 양력 그래프이다.  $0.3c_w$

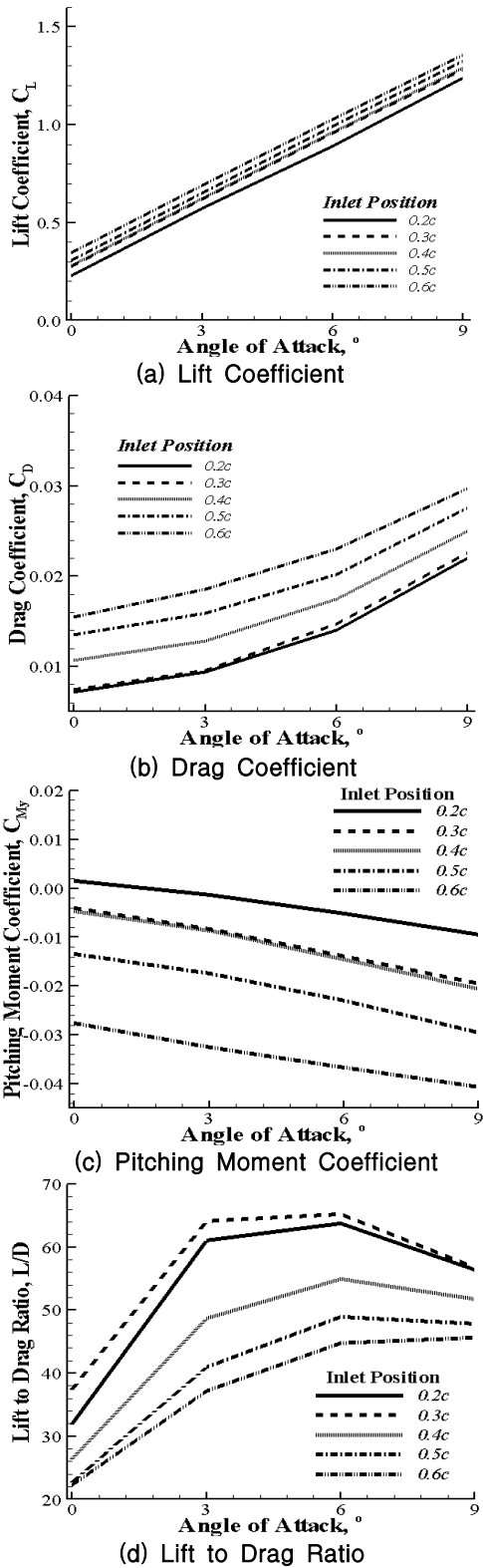
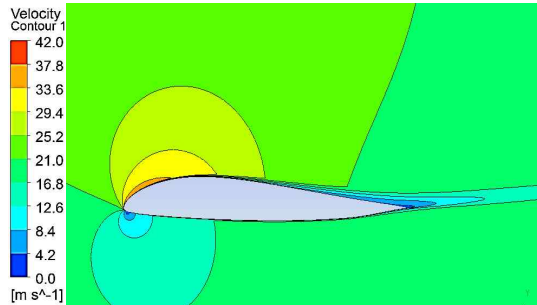
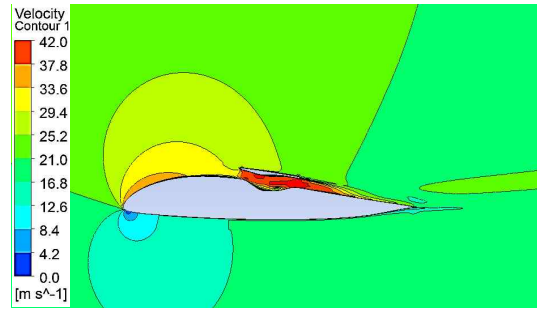


Fig. 6. Comparison to Changing Position of DPS



(a) Eppler 337 : Only Airfoil



(b) Inlet Position : 0.4c

Fig. 7. Velocity Contour at AOA 9° to Change Position of DPS

0.4c에 입구가 위치했을 때 양력이 거의 일정함을 확인할 수 있다. Fig. 6(b)는 항력 그래프이다. 0.2c와 0.3c에서 항력이 비슷하게 나타나고 있다. Fig. 6(c)는 피칭모멘트를 비교한 그래프이다. 피칭 모멘트는 종방향으로 회전을 일으키는 모멘트를 뜻한다. 추진 장치가 뒷전 방향으로 이동할수록 받음각 0°에서의  $C_{my}$  값이 음수를 가지는 것을 알 수 있다. 그러나 0.3c와 0.4c 지점의 모멘트는 차이가 거의 없음을 볼 수 있다. 즉, Fig. 6(a)와 6(b)의 그래프에서 확인할 수 있듯이 양력은 0.3c와 0.4c에서 차이가 나타나지 않으며, 항력은 0.2c와 0.3c에서 차이가 나타나지 않음으로 인한 결과임을 예상할 수 있다. 0.2c 지점의 경우는 받음각 0°에서 모멘트 값이 양의 값으로 나타남을 확인할 수 있다. 즉, 분산 추진 장치가 앞전으로 이동할수록 종방향 안정성이 우수해짐을 알 수 있다. Fig. 6(d)는 양항비를 비교한 그래프이다. 양항비는 받음각 6°까지 증가하지만, 받음각이 더욱 커질수록 오히려 양항비가 감소하는 경향을 보인다. 받음각 6° 이후에서 항력이 더 커지는 것을 알 수 있다. 또한 추진 장치가 앞전으로 이동할수록 증가하던 양항비는 0.3c지점에서 가장 큰 양항비를 나타냈으며, 오히려 0.2c지점은

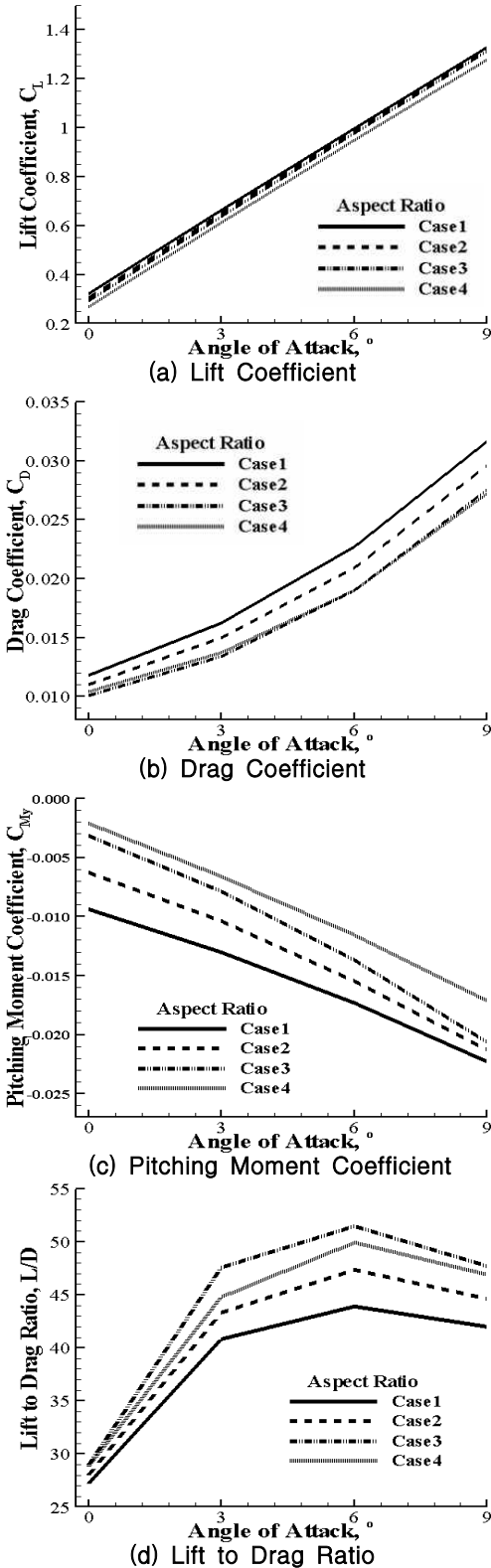


Fig. 8. Comparison to 가로세로비 of DPS

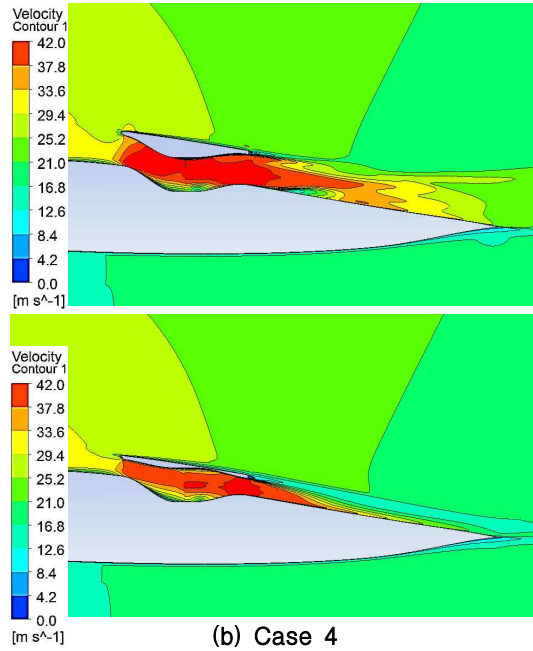


Fig. 9. Velocity Contour at AOA 9° to Change Rate of 가로세로비 of Inlet·Outlet

감소하는 모습을 보였다. 0.3c는 최대 캠버와 가까운 지점이기에 0.2c에서 항력의 변화는 0.3c에서의 항력과 큰 차이가 없음을 예상할 수 있다. 따라서 앞전으로 이동할수록 양항비가 증가하던 경향은 0.3c의 전방에서는 항력의 큰 변화가 없어 오히려 0.2c에서 감소함을 알 수 있다.

Figure 7은 받음각 9°에서 분산 추진 장치의 위치를 변화시키며 해석한 속도 등고선(Velocity Contour)이다. Fig. 7(a)는 Eppler 337 기본 형상에 대한 등고선이다. 시위 길이의 30%지점에서부터 윗면의 속도가 감소하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 7(b)는 Embedded Type 추진 장치의 위치를 변화시킨 속도 등고선이다. Fig. 7(b)의 등고선에서 30%지점의 속도 감소가 발생하기 전 흡입구에서 흐름을 흡입하여 경계층이 생성되는 지점을 후방으로 지연시켜주는 현상을 볼 수 있다. 또한, 출구를 통과하여 분사된 토출 유동의 속도가 항공기 윗면에 부착되어 동일하게 나타나고 있음을 알 수 있다.

### 3.3 입·출구 가로세로비 변화의 영향

Figure 8은 입·출구의 가로세로비 변화를 통한 공력 특성의 결과가 반영된 그래프이다. 가로세로비가 1인 형상에서부터 폭을 일정하게 감소시키며 해석을 수행했다. 해석을 수행한 Case의

Table 1. Legend of rate of change the Aspect Ratio

	Width	Height
Case1	100	100
Case2	110	90
Case3	120	80
Case4	130	70

명칭은 Table 1과 같다. 또한, 입구 형상은 Fig. 3에서 확인할 수 있다. Fig. 8(a)는 양력 그래프이다. 일정하게 양력이 증가하나 Case 4의 경우 다른 양력들간의 차이보다 약간 크게 나타남을 볼 수 있다. Fig. 8(b)는 항력 그래프이며, Case 3와 Case 4의 항력이 유사함을 확인할 수 있다. Fig. 8(c)는 피칭 모멘트 그래프이며 받음각이 증가할수록 감소하고 폭이 작아질수록 증가했다. Fig. 8(d)는 양항비 그래프이다. 폭의 길이 비율이 감소할수록 양항비는 증가하는 경향을 보이지만, Case 4의 경우의 오히려 감소하는 모습을 보였다. 이를 통해 일정 비율 이상 폭이 감소할 경우 양항비가 오히려 감소함을 알 수 있다.

Figure 9는 받음각 9°에서 분산 추진 장치의 입·출구 가로세로비를 변화시키며 해석한 속도 등고선이다. Fig. 9(a)는 Case 1의 속도 등고선이다. 입·출구의 폭 길이가 증가하면서 출구에서의 유동이 항공기 윗면에 동일한 속도를 가진 등고선이 나타남을 알 수 있다. Fig. 9(b)는 Case 4의 속도 등고선이다. 출구에서의 흐름이 익형 윗면에 부착되어 흐르고 있다. 그러나 내부 유동속도가 Fig. 9(a)에 비해 감소했음을 알 수 있다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 융합익기용 항공기에서 분산 추진 장치의 위치 변화 및 입·출구의 가로세로비 변화를 통해 나타나는 공력 특성을 파악하였다.

분산 추진 장치 중 Embedded Type이 사용하여 해석을 수행하였다. 분산 추진 장치의 전·후방 위치 변화에 따른 특성에서 보면 추진 장치가 전방으로 이동할수록 모멘트와 양항비가 우수해지는 경향을 가진다. 모멘트의 경우에는 추진 장치가 앞전 방향으로 이동할수록 양의 값을 가지는 경향을 보였다. 이는 공력중심에서 종방향으로 추력을 발생시키기 때문에 피칭 모멘트에 도움이 되는 것이라 판단된다. 그러나 양항비의 경우는 0.3c 지점보다 전방에 흡입구가 위치할 경우 오히려 양항비가 감소하였다. 이를 통해 최대

캠버 전후위치에서는 양력변화가 크게 나타나지 않으며, 최대 캠버 전에서의 항력은 유동과 직접적으로 부딪히기 때문에 항력이 거의 동일함을 알 수 있다. 따라서 최대 캠버를 조금 지난 부근에 추진장치의 입구가 위치할 경우, 양력은 올라가고 항력은 감소한 상태로 나타나기 때문에 양항비가 증가할 것으로 판단된다. 따라서 분산 추진 장치의 흡입구 위치가 시위 길이의 0.2~0.3c 지점에 위치하는 것이 좋을 것으로 예상된다.

분산 추진 장치의 가로세로비 변화에 따른 특성을 확인해보면, 모멘트는 폭 길이가 감소할수록 양의 값에 가까워짐을 보였다. 양항비 또한 우수해지는 경향을 나타냈지만 Case 1의 등고선을 참고하면 출구 지점에서의 후류 영역 속도분포가 Case 4에 비해 고르지 않았다. 이는 폭이 클수록 분산 추진 장치의 출구 옆면에서 벽면 효과를 크게 받기 때문이다. 이를 통해 항공기 윗면에서의 흐름이 고르지 않아 상대적으로 항력이 커졌다고 예상할 수 있다. 따라서 폭이 감소할수록 양항비는 증가하는 경향을 가진다. 그러나 양항비 그래프를 통해 Case 4가 Case 3의 경우보다 양항비가 감소하였음을 알 수 있다. 속도 등고선을 참고하면 Case 4의 경우 폭이 너무 감소하여 벽면 효과로 인해 오히려 유동 속도가 느려진 것을 볼 수 있다. 따라서 최대 양항비를 얻기 위한 입·출구 Aspect Ratio는 Case 3~Case 4 사이라는 것을 예상할 수 있다.

추후 입·출구 및 팬의 흡입·분사각, 분산 추진 장치의 배열에 따른 공력특성에 대한 연구를 수행할 예정이다.

#### 참고문헌

- 1) Maialon, B., Fol T., and Bounnaud C., 2002, "Aerodynamic Optimization of Subsonic Flying-Wing Configurations," AIAA paper 2002-2931.
- 2) Nickel, K. and Wohlfahrt, M., 1994, "Tailless Aircraft - In Theory and Practice", AIAA Inc., Washington, DC.
- 3) Lieback, R. H., Page, M. A., Rawdon, B. K., Girvin, R.R., Scott, P. W., Potsdam, M. A., Bird, R. S., Wakayama, S., Hawley, A. V., Rowland, G. T., "Blended Wing Body Configuration Control Document (1-26-96) CCD-2", McDonnell Douglas Aerospace, Long Beach, CA, Jan., 1996.
- 4) Kuchemann, D., "The Aerodynamic

Design of Aircraft", Pergamon Press, New York, 1978, pp.229.

5) Hyun D. Kim, John D. Saunders., "Embedded Wing Propulsion Conceptual Study", National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio 44135, NASA/TM-2003-212696.

6) Hileman, J. I., Spakovszky, Z. S., and Drela, M., "Airframe Design for Silent Aircraft", 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 8-11 January 2007, Reno, Nevada.

7) Felder J., Hyun D. Kim, Brown G., "Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid Wing Body

Aircraft", 47th AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA-2009-1132, 2009.

8) Cesare H., Daniel C., Patrick F., Anurag A., "Integration of the Silent Aircraft propulsion system", 8th Aeroacoustics Workshop of the CEAS, Nov. 2004.

9) Eppler, R., "Airfoil Design and Data", Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, ISBN 3-540-52505-X.

10) John T. C., "Exact Actuator Disk Solutions for Non-uniform Heavy Loading and Slipstream Contraction", Agder College, Grimstad, Norway, J. Fluid Mech., vol. 365, pp. 235-267, 1998