

## 소형 체공형 무인기 성능 분석

### Performance Estimation of Mini Endurance UAV

황수정\*, 구삼옥 (한국항공우주연구원)

#### 1. 서 론

항공기의 성능 분석 방법에는 수식을 이용하는 이론적 방법과 수치적 적분 방법이 있다. 이론적 방법의 경우 계산이 간단한 반면, 계산에 이용되는 비행 특성 계수들이 서로 긴밀하게 연관되어 있는 점이 반영되지 못한다. 이에 따라 이론적 방법에 의해 얻어진 성능 예측 결과는 수치적 방법이나 실제 비행 시험 결과에 비하여 지나치게 낙관적인 결과를 줄 수 있다. 본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발 중인 소형체공형 무인기의 보다 정확한 성능 예측을 위하여, 항공기의 전 비행 경로를 따라 비행을 지배하는 방정식들을 수치 적분하는 방법이 이용되었다. 해석 과정에서 현실적인 비행 제한 조건들이 반영되었으며, 계산 결과를 이론적 방법의 결과와 비교하였다.

#### 2. 본 론

##### 2.1 소형체공형 무인기

소형체공형 무인기 두루미III는 일반적인 고정익 항공기 형상이었던 두루미I의 개발경험을 살리되 형상을 단순화 하여 취급성의 향상을 기하는 전익기 형상으로 설계된 15kg급의 소형무인기이다. 그림 1은 소형체공형 무인기 두루미I과 두루미III 형상을 보여주고 있다. 두루미I 형상은 꼬리날개가 비교적 먼 후방에 위치함으로써 무인기의 길이가 크게 늘어나 결과적으로 두루미III 형상에 비하여 운용성이 떨어진다. 반면 같은 주날개 면적을 가정할 때, 상대적으로 큰 후퇴각의 주날개는 후퇴각이 없는 주날개 형상에 비하여 공력 성능이 떨어지는 단점이 있다. 주날개 및 꼬리날개의 큰 변화 이외에 두루미III의 동체는 가급적 큰 내부 공간 확보하기 위하여 주날개 장착 부위 전후로 일정한 단면적을 가지는 형상으로 수정하였다. 소형 체공 무인기 두루미III의 주날개는 스펜 방향으로 몇 개의 다른 날개꼴(airfoil)이 이용되었다. 그림 2는 세 가지 스펜 위치에 적용된 날개꼴(airfoil)을 보여주고 있다.

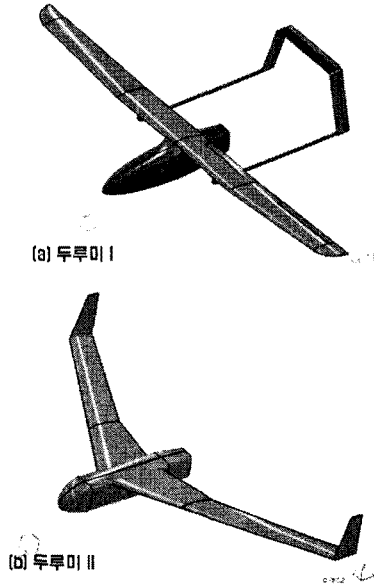


그림 1 소형체공형 무인기

수평꼬리가 없는 비행체 형상의 종방향 안정성 확보를 위하여 주날개 끝단 부위에는 뒷전이 흰 날개꼴 MH60을 사용하였다. 그리고 동체 부위의 날개꼴은 스펜방향으로 날개의 두께를 완만히 유지하기 위해서 SD7032 날개꼴을 변형 설계하여 적용하였다. 그림 2의 세 가지 날개꼴을 기초로 하여 보간법을 이용 주날개의 표면을 생성하였다.

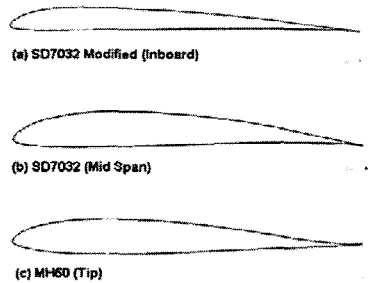


그림 2 주날개 날개꼴

2.2 공력 특성

소형체공형 무인기의 공력 해석은 개량된 날개 동체 패널 코드(refined Wingbody panel code)가 사용되었다[1]. 이 해석 코드는 이론상으로 Euler 또는 Navier-Stokes CFD 기법에 비하여 정확도가 떨어질 수 있지만, 계산이 매우 간단하기 때문에 개념 또는 기본 설계 단계에서는 성능 해석에 매우 유용하다. 이 코드는 고전적인 패널 기법이 점성 유동 특성을 고려하지 못하는 단점을 보완하기 위하여, 경험식을 이용한 점성 효과를 고려한다. 따라서 전반적인 항력 특성도 어느 정도 신빙성 있는 결과를 보여 준다.

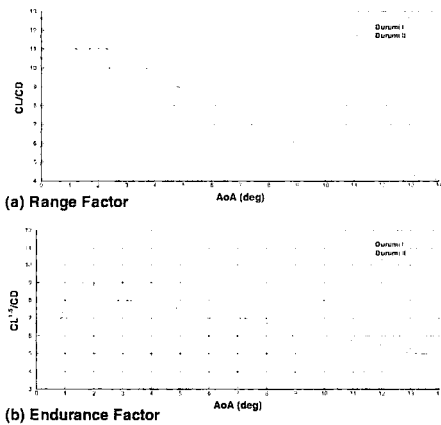


그림 3 예측된 공력 성능 지수

해석 코드를 이용하여 소형체공형 무인기의 공력 계수들을 예측한 후, 프로펠러 항공기의 주요 성능을 결정하는 두 가지 양항비 지수를 그림 3에 도시하였다. 순항 거리 성능을 결정하는 순수 양항비 지수를 보여주는 그림 3(a)를 살펴보면, 최대 양항비 지수가 11~12 수준을 보여주고 있다. 이 때, 두루미III 형상이 두루미I에 비하여 약간 낮은 최대 양항비를 보이며, 최대값을 갖는 받음각 위치가 약 2도 정도 위에 위치한다. 그림 3(b)에 나타나있는 체공 시간 양항비 지수를 보면 두루미III는 두루미I에 비하여 약 10% 정도 낮은 최대 체공 시간을 보여준다. 이것은 두루미III의 주날개가 후퇴각이 크게 적용되어 양력특성이 떨어졌기 때문이다. 그러나 이 정도 수준의 공력 성능 하락은 무인기의 크기를 크게 줄여 운용성을 높일 수 있는 이점과 비교할 때, 감당할 수 있는 수준으로 판단된다.

2.3 성능 예측

소형체공형 무인기의 주요 성능인 순항 거리와 체공 시간을 예측하기 위하여 이론적 수식을 이용하는 방법과 시간적분의 수치적 방법 두 가지가 사용되었다. 먼저 이론적 방법으로는 잘 알려진 Breguet's Equation을 사용하였다. 식 (1), (2)는 프로펠러 항공기의 최대순항거리와 최대 체공시간을 km와 시간으로 계산할 수 있는 식을 나타낸다.

$$R = 603 \frac{\eta_p}{bsfc} \frac{C_l}{C_d} \ln \frac{W_{initial}}{W_{final}} \quad (1)$$

$$E = 778 \sqrt{2\rho S} \frac{\eta_p}{bsfc} \frac{C_l^{1.5}}{C_d} \left( \frac{1}{\sqrt{W_{final}}} - \frac{1}{\sqrt{W_{initial}}} \right) \quad (2)$$

Breguet's Equation을 이용하여 소형 체공 무인기의 성능을 예측한 결과가 표 2에 요약되어 있다. 계산에 적용된 비행 조건과 비행 특성은 참고문헌[2]에 자세히 기재되어 있다.

성능 지수	두루미 I	두루미 III
최대 순항 거리	3,300 km	2,700 km
최대 체공 시간	44시간	33시간

표 2 이론적 성능 예측 결과

표 2의 예측 결과에 따르면, 두루미III의 성능이 상대적으로 낮게 나타나나, 기본적으로 두형상 모두 매우 우수한 성능을 보여주고 있다. 그러나 Breguet's Equation을 이용하여 항공기의 성능을 예측할 때는, 수식 계산에 사용되는 연료 소모율, 프로펠러 효율, 공력계수 값들이 최적 또는 이상적인 값으로 적용되는 것이 일반적이다. 따라서 상세 해석이나 실제 비행시험을 통해 얻은 결과와 비교해보면 최대 약 2배에 가까운 과대예측(over-estimation)의 오류를 범할 수 있다. 이러한 오류의 주된 이유로는 주어진 비행 경로 상의 각 시간에서 식 (1), (2)에 입력되는 계수 값들이 동시에 최적값들을 갖기가 불가능하기 때문이다. 또한 비행 시간이 지남에 따라 항공기의 중량 및 비행 자세가 변함으로서 각각의 계수 값들도 변하기 때문이다. 결론적으로 순항 거리 및 체공시간 성능 예측에 필요한 입력 값들, 즉 비행 상태변수들이 별도의 내재 함수 관계를 가지고 있기 때문에, 보다 정확한 성능을 예측하기 위해서는 비행 관련된 지배 방정식들과 제한 조건들을 동시에 고려해야 한다.

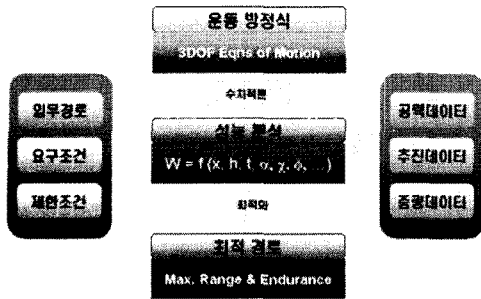


그림 4 수치적 성능 해석 개념도

이러한 배경 하에, 보다 정확한 성능을 예측하기 위하여 3자유도 수치 적분 방법<sup>[2],[3]</sup>을 이용하였다. 해석에 사용된 수치 프로그램은 항공기를 질점으로 가정한 후, 3자유도 운동방정식을 수치 적분함으로써 시간 변화에 따른 항공기의 위치, 속도, 가속도, 자세 등의 상태를 단위 시간에 대하여 각각 계산하게 된다. 수치적 상세 성능 분석의 개념도는 그림 4와 같다. 해석에 필요한 임무 경로와 중량 등의 비행 조건은 이론적 방법에서와 동일하게 적용하였다. 수치 적분 해석에 적용된 프로펠러와 추진 기관의 특성들을 그림 5에 나타내었다. 연료소모율 특성은 지상시험을 통해 몇 가지 조건에서 데이터를 추출한 후 내삽과 외삽을 통하여 특성 곡선을 생성하였다.

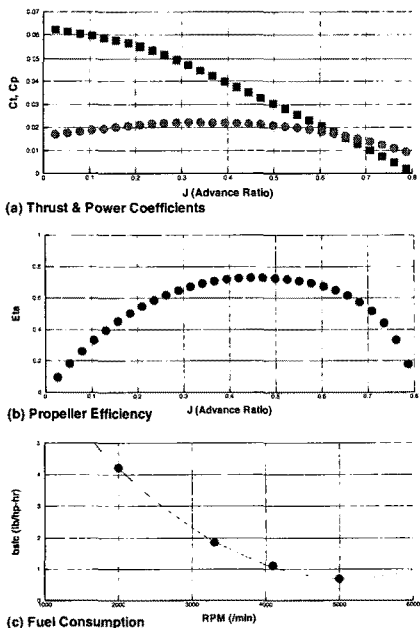


그림 5 프로펠러 및 추진장치 특성

수치적 방법에 의한 해석에는 임무 경로의 전 비행 구간에서 속도를 고정시키는 방법과 받음각을 고정시키는 방법 두 가지가 있다. 참고문헌 [3]의 분석 결과에 따르면 두 가지 경우의 방법이 주요 성능 지수에 큰 차이를 보이지 않고 있다. 따라서 본 해석에서는 순항 비행 전 구간 내에서 속도를 고정하는 방법을 이용하였다. 최적의 순항 속도를 찾기 위하여 15 m/s에서 23m/s 까지 1m/s 간격으로 속도를 변경하면서 계산 결과를 비교하였다.

성능지수	이론 기법	수치 기법
최대 순항 거리	2,700 km	2,200 km
최대 체공 시간	33시간	28시간

표 3 성능 예측 결과 비교 (두루미 II)

이론적 방법과 수치적 방법을 각각 이용하여 두루미 II의 성능 해석 결과를 표 3에 비교하였다. 수치적 방법에 의한 결과에 따르면 이론적 방법 대비 약 80%의 성능을 보여주고 있다. 이것은 앞서 언급한 바와 같이 비행경로를 따라 비행 특성 지수들이 서로 연관관계를 가지며 변화하기 때문이다. 그림 6은 순항 속도 변화에 따른 두 가지 성능 지수 예측값을 보여주고 있는데, 순항속도가 약 21m/s일때 가장 큰 체공시간을 보여주고 있다. 몇 가지 순항 속도에 대하여 주요 비행 특성 값들을 그림 7에 도시하였다. 비행 시간이 지남에 따라 연료 중량이 감소하고 받음각도 함께 감소함을 볼 수 있다. 그리고 프로펠러 회전수와 출력도 시간에 따라 감소함을 확인할 수 있다.

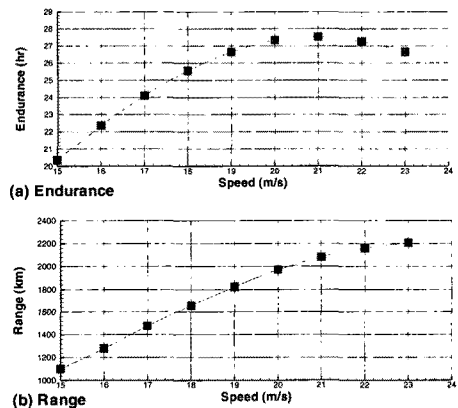


그림 6 수치 성능해석 결과 (두루미 II)

기의 성능 해석”, KARI-UA-TM-2002-002, 2002

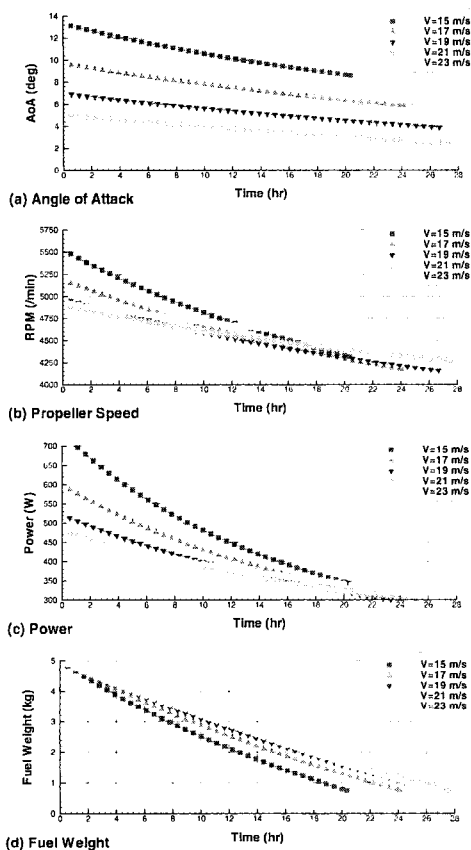


그림 7 수치 성능해석 결과 (두루미 II)

### 3. 결 론

수치적 적분기법을 이용하여 소형체공형 무인기의 주요 성능을 예측하였다. 수치 기법에 의한 해석 결과에 따르면 이론적 수식 기법의 계산 결과가 과대예측을 하고 있음을 확인할 수 있다. 해석에 사용된 소형체공형 무인기의 최대 순항 거리와 최대 체공 시간 각각 약 2,200km과 28 시간으로 예측되었다.

### 참고문헌

[1] "장기체공형 무인기 핵심기술 연구", 공공기술연구회(항공우주연구원), 2000  
 [2] 황수정, 구삼옥, "15 kg급 장기체공형 무인항공기의 날개 형상 최적화 연구", KARI-UA-TM-2000-013, 2000  
 [3] 김희경, 황수정, 구삼옥, "장기체공형 무인