

전익기 형상 UCAV의 공력특성에 관한 수치적 연구

Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of an UCAV with Flying-Wing Configuration

이재문*, 장조원, 정윤식(한국항공대학교)

1. 서론

1903년 라이트 형제가 유인동력비행을 성공한 이래로 항공분야는 꾸준히 발전하여 왔으며, 이러한 발전은 민간분야 뿐만 아니라 군사적 목적의 항공기 개발 분야에서도 이루어졌다[1]. 최근에 들어와서는 이러한 군사적 목적의 항공기 개발에 있어서 많은 부분에 있어 현실적인 변화가 이루어졌는데, 그 중 하나가 유인기가 아닌 무인기를 도입이다. 무인기는 유인기와는 다르게 조종사나 승무원, 승객이 탑승하지 않기 때문에 인명피해 문제 등으로 유인기가 수행하기 힘든 위험하거나 어려운 상황에서의 문제 해결이 가능하다는 장점을 가지고 있기 때문에 그 활용도가 높다[2].

특히 UCAV는 Unmanned Combat Air Vehicle의 약자로 기존의 정찰, 감시, 목표 탐색 및 확인, 통신 중계 등 임무를 가진 무인기 개념에 목표지시 장치, 유도 폭탄 탑재 등의 첨단 항공전자 장비를 탑재하여 무인 전투기를 말한다. 즉, 일반적인 무인기와는 다르게 극히 위험하면서도 전장상황에 대한 신속한 판단과 대응이 요구되는 전투임무를 수행하도록 하기 위한 시도인 것이다.

UCAV의 가장 큰 특징이라고 할 수 있는 부분은 조종사가 직접적으로 비행체에 탑승하지 않음으로 조종석이 제거 되고, 이로 따라서 크기를 줄일 수 있고, 중량도 대폭 감소가 가능하며, 아울러 시스템 및 장비 장착 위치 등 레이아웃을 혁신적으로 변화시킬 수 있다. 이중 혁신적인 디자인의 대표적인 예가 전익기(全翼機, Flying-Wing) 형상의 항공기이다. 전익기는 Nickel과 Wohlfahrt의 정의에 의하면 동체 또는 꼬리날개가 없는 특별한 형상의 항공기로 [3], 날개만으로 구성되어 있는 All-Wing 형상과 하나의 일반적인 동체나 꼬리날개가 없이 하나의 날개로만 이루어진 Tailless형상으로 구분되

어진다. 전익기 형상의 항공기에 관한 연구는 1890년대 후반 Lilienthal의 All-Wing형상의 글라이더의 개발부터 시작하여[4], Northrop사의 B-2 폭격기가 개발됨에 따라 본격화 되었으며 [5], 최근엔 미국 NASA와 Stanford 대학 그리고 Boeing사가 공동개발 중인 BWB(Blended Wing Body) 역시 전익기 형상으로 개발 중에 있다[6]. 또한 미국에서 연구되어지고 있는 무인전투기(UCAV) X-45, X-47 역시 전익기 형상으로 개발 되고 있다[7][8].

전익기 형상의 항공기는 동체가 없이 기체가 날개 형상으로만 되어있기 때문에 여러 가지 특·장점을 가진다. 우선 동체가 없으므로 항력이 감소하고 이로 인하여 속도 및 항속거리를 증가시킬 수 있으며, 구조적으로 일반 항공기가 가장 하중을 많이 받는 날개 뿌리 부분의 구조적 문제도 어느 정도 해결할 수 있다. 또한 기체 무게에 비하여 날개 면적이 크기 때문에 이착륙이 매우 느린 속도로 비행이 가능하고, 꼬리날개와 엔진 팬 등 레이더에 포착되기 쉬운 부분이 적으므로 레이더 반사 면적이 감소하게 되고 이로 인해 스텔스성이 증가하는 효과를 얻을 수 있는 장점이 있다. 다만 꼬리날개의 부재로 인해 조종의 어려움이 있고, 안정성 문제가 발생하는 단점이 있지만 Vector Throttle을 사용하는 등 여러 가지 해결 방법이 제시되어지고 있다.

따라서 본 연구는 최근 미국이나 유럽에서 연구 되는 UCAV의 설계를 위한 기초적인 연구로서 수치적 연구를 통해 전익기 형상의 항공기의 공력특성의 획득을 위하여 수행하였다.

2. 본론

2.1 형상설계

일반적으로 항공기의 설계 과정은 Fig. 1과

같은 과정으로 수행되어진다[9]. 먼저 각종 문헌 등의 조사를 통하여 비용이나 성능, 그리고 임무 등의 설계요구조건을 설정한 뒤 그에 따라 개념설계를 한다. 개념설계 후 설계요구조건을 만족하지는 지를 판별 한 다음 기본설계에 들어가게 되고, 각 부분별 세부 설계를 한다. 그 후 풍동실험 등을 통하여 성능이나 안정성 등 여러 가지 사항에 대하여 시험을 하고 비행 시험 들을 통하여 최종 수정 작업이 끝나면 설계 개발 과정은 완료하게 된다.

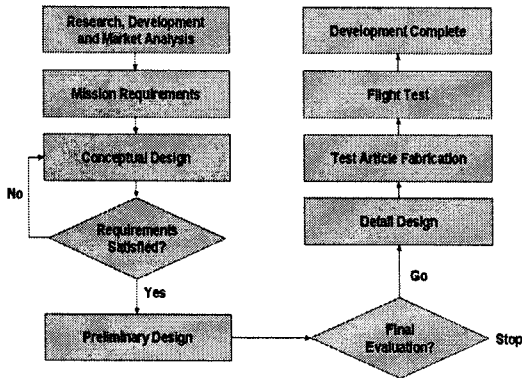


Fig. 1 일반적인 항공기의 설계 과정

본 연구에서 수행하는 전익기 형상의 항공기의 공력특성에 관한 연구는 항공기의 설계 과정 중 개념설계 및 기본설계에 해당하는 부분으로 전익기의 특성에 맞추어 항력을 낮추어 양·항비가 크게 하고, 전익기의 단점인 세로안정성 문제를 극복하기 위해 피칭모멘트가 적게 발생하도록 하며, 높은 받음각에서도 안정성을 유지하는 것을 목적 및 요구조건으로 하여 형상설계를 진행하였다.

Fig. 2는 이러한 목적 및 요구조건에 맞추어 설계된 전익기 형상 및 설계도면으로, 크기는 12.1(W) × 6.4(L) × 0.8(H)로 설계 되었으며, 설계에 사용된 기본적인 에어포일 형상은 일반적인 에어포일에 비하여 피칭모멘트가 적은 Eppler 343 Flying-Wing Airfoil 사용하였다 [10]. 기본적인 비행조건을 순항 고도는 약 30,000 ft에서 순항 속도는 마하 0.3의 아음속 비행이 가능하도록 설정하였고, 이것에 맞추어 개념설계 된 결과를 보면 앞전 후퇴각(L.E. sweepback angle)은 30°이며, 공허 중량은 2,855 kg, 유상 하중은 500 kg, 총 중량은 4,360 kg으로 설계하였다. 추력은 2,700 kg의 추력을

내는 터보 팬(Turbo fan) 엔진을 사용하도록 하였고, 날개 면적은 45.21 m² 이고, 단위면적당 날개가 받는 하중은 약 0.6 kg/cm²이다.

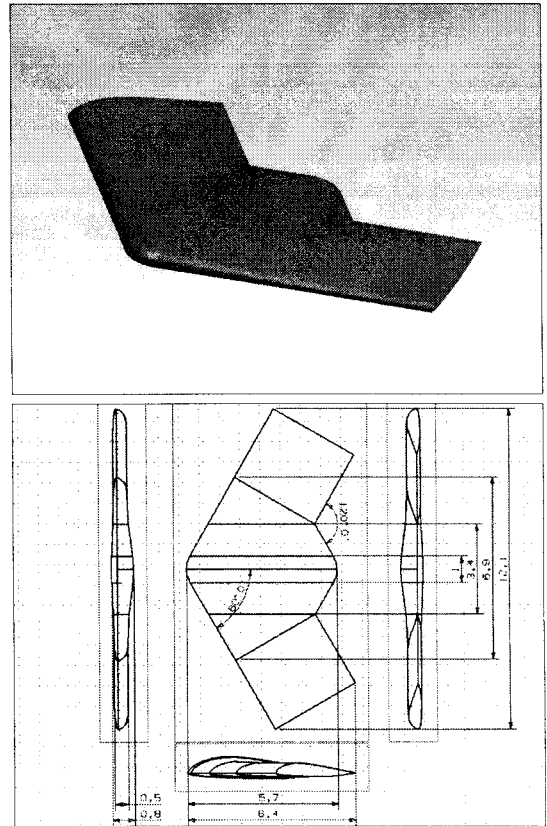


Fig. 2 설계된 UCAV 형상 및 설계도면

2.2 수치적 연구 방법

수치적 연구는 환경 및 비용적 측면에 인해 모든 변수에 관해 실험이 불가능하므로 수행되어지는데, 본 연구 역시 실제 실험 전 미리 결과를 예측하기 위한 예비연구로, 앞서 설계된 전익기 형상의 공력 특성을 알아내기 위해 수치적 연구를 수행하였다.

본 연구는 정상상태에서의 Euler / Navier-Stokes 방정식을 풀어 계산하였으며, 난류 해석에 사용된 난류 모델로는 아음속 영역에서 압력 추정에 유용한 Spalart-Allmaras 난류 모델을 적용하였다[11]. 여기서 사용된 S-A 모델의 기본적인 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma \bar{v}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right) \right\} \right] \quad (1)$$

위 식에서 G_v 는 난류 점성의 생성항, Y_v 는 난류 점성의 소멸항으로, 각각의 계산은 참고문헌 [9]를 참조하였다. 난류 점성 계수의 계산하기 위한 수식은 다음과 같다.

$$\mu_t = \rho \bar{v} \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^2}, \quad X \equiv \frac{\bar{v}}{v} \quad (2)$$

μ_t 는 난류 점성계수이고, ρ 는 밀도 v 는 동점성 계수, \bar{v} 는 계산 변수이며, C_{v1}^3 은 계산 상수이다. 위 두 수식에 사용된 상수 값은 C_{b1} 은 0.1335, C_{b2} 는 0.622, σ_v 는 2/3, C_v 은 7.1을 적용하여 계산하였으며, 상용코드인 Fluent를 이용하여 수행되었다.

2.3 결과 및 분석

전익기 형상 항공기(UCAV)의 공력특성을 추정하기 위한 대기조건으로는 표준대기 상태의 고도 30,000 ft (약 9,144m)에서 밀도는 약 0.4603 kg/cm³, 대기온도 229 °K, 대기압력 30247 pascal, 순항속도 마하 0.3 (약 91 m/s)으로 주었고, 난류 강도(Intensity)는 2.028%, 난류 소산 크기(Length Scale)는 2.1m, 그리고 레이놀즈수는 약 1.5×10^7 인 상태에서 수치적 연구를 수행하였다.

Fig. 3은 마하 0.3에서 수치적 연구를 통해 얻어진 양력계수와 항력계수를 나타낸 것이다. 양력 계수에 대한 결과를 보면 받음각이 0°에서도 어느 정도 양력이 발생함을 알 수 있으며, 받음각 20° 전후에서 실속이 발생하는 것을 알 수 있다. 또한 전체적인 양·항력계수는 에어포일의 양·항력계수와 유사함을 알 수 있다. 이것은 전체적으로 에어포일 형상을 가지고 있는 전익기 형상의 항공기가 가지는 가장 큰 특징이라 할 수 있다.

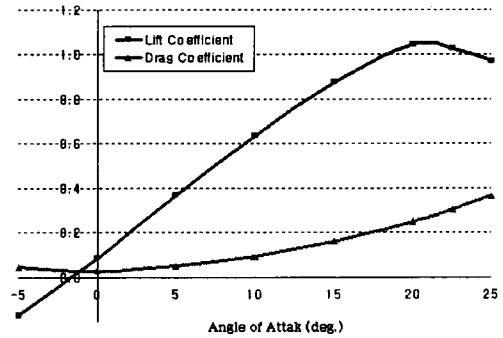


Fig. 3 받음각에 따른 양력 및 항력계수

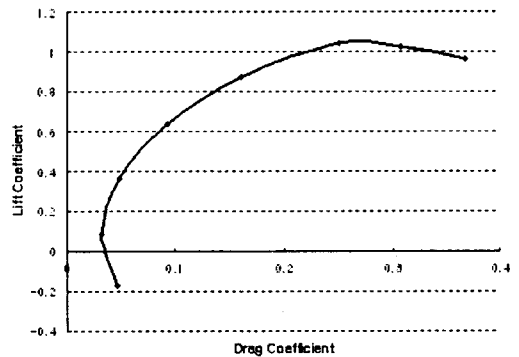


Fig. 4 전익기 형상 항공기의 양·항계수

Fig. 4는 전익기 형상 항공기의 양·항계수를 나타낸 것이다. 이 그래프를 보면 설계 되어진 전익기 형상의 양·항비가 매우 뛰어난 것을 알 수 있으며, 본 형상이 항력을 줄이는데 적합한 형상임을 알 수 있다.

항공기의 정적세로안정성(Static longitudinal stability)은 비행 중에 생기는 여러 가지 힘과 모멘트에 의해서 유발되는 항공기 중심 주위의 피칭 모멘트에 의해서 결정된다[1]. 즉, 피칭 모멘트계수는 항공기의 정적세로안정성을 알 수 있는 중요한 요소이다. 항공기의 중심(Center of gravity, cg) 주위의 피칭 모멘트에 관한 식은 다음과 같다.

$$M_p = qSIC_{Mp}, \quad C_{Mp} = M_p/qSl \quad (3)$$

이때 M_p 는 피칭 모멘트이고, q 는 동압, S 는 항공기의 면적, l 은 항공기의 특성 길이, C_{Mp} 는 피칭 모멘트 계수이다. 항공기가 만족할만한 정적세로안정성을 가지려면 받음각에

대한 $C_{M\dot{\beta}}$ 곡선의 기울기가 음이 되어야 하고, 이 곡선은 반드시 비행 가능한 받음각 범위 내에서 $C_{M\dot{\beta}}=0$ 선과 교차해야 한다.

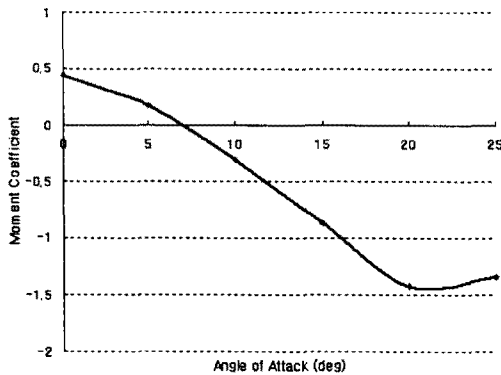


Fig. 5 받음각에 따른 피칭 모멘트계수

Fig. 5는 전익기 형상 항공기(UCAV)의 받음각에 따른 피칭 모멘트계수의 변화를 나타낸 것이다. 받음각이 약 20° 정도까지는 $dC_{M\dot{\beta}}/da < 0$ 을 만족하고, 받음각이 약 7° 정도에서 $C_{M\dot{\beta}}=0$ 선과 교차함으로써 정적세로안정성을 만족함을 알 수 있다. 따라서 설계된 전익기 형상의 경우 실속각에 이르기 전까지 정적세로안정성이 보장됨을 알 수 있고, 받음각이 20° 이후에서는 비행이 불가능함을 알 수 있다.

3. 결론

본 연구는 최근 미국이나 유럽에서 연구되어지는 있는 UCAV의 설계를 위한 기초적인 연구로 수치적 연구를 통해 전익기 형상을 갖는 UCAV의 공력특성의 획득을 위하여 수행하였다. 그 결과 전익기 형상의 받음각에 따른 양·항력계수 및 피칭 모멘트 계수, 실속각 및 정적 세로안정 여부 등의 공력특성을 알 수 있었다. 향후 본 연구에서 예측된 결과를 바탕으로 풍동실험 및 RC 모형 비행시험을 거쳐 결과를 입증할 예정이다.

참고문헌

- 1) Anderson, John D., "Introduction to Flight," McGraw-Hill, Inc., New York, 1989
- 2) L. R. Newcome, "Unmanned Aviation: A

brief history of Unmanned Aerial Vehicles," AIAA, Inc., Washington, DC, 2004

- 3) K. Nickel and Michael Wohlfahrt, "Tailless Aircraft - In Theory and Practice," AIAA, Inc., Washington, DC, 1994
- 4) Richard M. Wood and Steven X. S. Bauer, "Flying Wing / Flying Fuselages," AIAA-2001-0311
- 5) Grellmann, Hans W., "B-2 Aerodynamic Design," AIAA-1990-1802
- 6) R. H. Liebeck, M. A. Page, and B. K. Rawdon, "Blended-wing-body Subsonic Commercial Transport," AIAA-1998-438
- 7) Kevin A. Wise, "X-45 Program Overview and Flight Test Status," AIAA-2003-6645
- 8) David G. Mazur, "The X-47A Pegasus From Design to Flight," AIAA-2002-3426
- 9) Thomas C. Corke, "Design of Aircraft," Pearson Education, Inc., New Jersey, 2003
- 10) Richard Eppler, "Airfoil Design and Data," Springer-Verlag, Pub., 1990
- 11) P. Spalart and S. Allmaras. "A one equation turbulence model for aerodynamic flows," Technical Report AIAA-92-0439, 1992.