

技術論文

전투기 외부 연료 탱크의 종방향 정안정성 및 투하 궤적 해석

강치행*, 조환기*, 장영일*, 이상현*, 김광연*

Analysis of the Longitudinal Static Stability and the Drop Trajectory of a Fighter Aircraft's External Fuel Tank

Chi-Hang Kang*, Hwan-Kee Cho*, Young-Il Jang*, Sang-Hyun Lee* and Kwang-Youn Kim*

ABSTRACT

The present work is to analyze the longitudinal static stability and the drop trajectory of fighter aircraft's external fuel tank, of which horizontal fin is modified as the 20% scale down size compared with the original one. The analytical results to the pitching stability of external fuel tank using a thin airfoil's aerodynamic force data show the corresponding tendency to results of wind tunnel experiment. Results of trajectory simulation by the 6 degree of freedom equations of motion, comparing with drop trajectories of wind tunnel experiment, are shown that aircraft's attitude affects strongly on horizontal movement but not on the vertical movement. Those results give the reliability to aircraft safety when the external fuel tank with the 20% reduced horizontal fins is released from aircraft based on the flight manual.

초 록

본 논문에서는 원 형상에 비해 20% 축소 설계된 수평 핀을 부착한 전투기의 외부 연료 탱크의 정적인 세로 안정성을 해석하고 투하궤적을 분석하였다. 얇은 에어포일의 공력 자료를 이용하여 연료 탱크의 정적 피칭 안정성을 해석한 결과는 풍동 실험 결과와 거의 일치하였다. 연료탱크의 6자유도 운동방정식에 대한 수치적인 모사에서 얻은 낙하 궤적을 실제 모델의 투하 실험 궤적과 비교 분석한 결과 투하 시 항공기의 자세가 연료 탱크의 수직 이동 궤적에는 영향을 미치지 않지만 수평 이동 궤적에는 상당한 영향을 미치게 됨을 알 수 있었다. 이와 같은 이론 해석 및 실험 결과의 분석을 통해 재설계 핀을 부착한 외부 연료 탱크를 비행 중 항공기로 부터 분리할 때 비행운용 규범을 기준으로 수행한다면 항공기의 안전성을 보장할 수 있음이 검증되었다.

Key Words : External fuel tank(외부 연료 탱크), 20% reduced horizontal fin(20% 형상 축소 수평핀), Pitching stability(피칭 안정성), Drop trajectory simulation(투하궤적 모사), Release(분리), Horizontal movement(수평 이동), Aircraft safety(항공기 안전성)

I. 서 론

†2009년 11월 24일 접수~2010년 1월 30일 심사완료

* 정회원, 공군사관학교 항공우주기공학과
교신저자, E-mail : chkang@afa.ac.kr
충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2

F-5 E/F의 외부 연료 탱크는 수용 용량이 150 갤런이며 동체는 원통형이고 양 끝은 원뿔 형태인데 비행 중에 항공기에서 분리 시 항공기의 안

전성 및 탱크의 안정성을 확보하기 위하여 탱크 후미에 수평 및 수직 핀을 부착한다. 마그네슘 합금인 AZ31B-H24로 가공된 수평 핀의 체결부 후방 모서리에 결함이 자주 발생하여 사용수명이 예상보다 빨리 도래함에 따라 현재 수요가 급증하고 있다. 이러한 수평 핀의 수요를 조기 확보하기 위해 국내 제작을 목표로 파면 해석기법으로 핀의 취약 부위를 분석한 결과 비행 중 발생된 반복적인 공력 하중에 의해 체결부에 마모에 의한 초기결함이 생기면서 피로 균열이 성장하였음을 알 수 있었다[1]. 대체 재료는 조달성이 양호하고 강도 및 파괴인성이 마그네슘 합금보다 강하지만 무게가 핀 1개당 65%가 증가하는 알루미늄 합금인 AL 2024-T351로 채택한 결과 핀의 중량 증가로 인해 연료 탱크 무게 중심의 후방 이동을 허용 한계 이내로 유지할 필요성이 대두되었다. 무게 중심의 후방 이동을 허용 한계 이내로 유지하기 위해서는 핀의 원 형상을 20% 축소하고 두께는 7mm이며 응력 및 진동 모드 해석을 통하여 후방 체결부 및 체결 홀의 안전계수가 증가하도록 곡률 반경을 8.5mm로 재설계하였다[2]. 본 논문에서는 재설계 핀을 부착한 연료 탱크의 정적 세로 안정성 및 투하궤적에 대한 이론 및 수치적 분석을 수행하였다. 최적 형상 핀의 피칭 안정성 및 투하궤적에 대한 이론적 분석은 핀의 형상 축소가 연료 탱크의 정적인 종 안정성에 미치는 영향을 파악하여 풍동실험에서 얻은 연료 탱크의 공력자료와 비교하였다. 투하궤적은 기체축으로 표현되는 6 자유도 운동방정식을 사용하고 관성좌표계인 지면좌표계로 전환하여 관찰자 입장에서 보는 기준으로 해석하였다. 자유낙하 풍동 실험 및 공력실험에서 얻은 공력 자료를 이용하여 시간에 따른 6 자유도 운동 방정식의 수치적인 해를 구했으며 이 해로부터 얻은 모사 투하 궤적을 풍동 실험에서 얻은 실제 투하궤적과 비교 분석하였다.

II. 본 론

2. 연료 탱크의 정적 세로 안정성

그림 1은 F-5 E/F 외부 연료 탱크의 형상과 핀에 작용하는 공기역학적인 힘 및 이 힘이 연료 탱크 무게중심에 대한 피칭 모멘트를 보여주고 있다. 일반적으로 얇은 에어포일을 가진 날개는 이러한 공력 중심이 앞전으로부터 시위선의 1/4 지점에 위치하고 공력중심과 압력 중심점이 거의 일치한다[3].

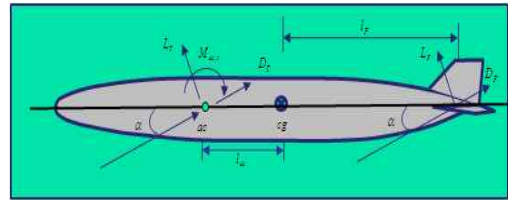


그림 1. 외부 연료 탱크 형상과 작용 공력

그림 1에서 $M_{ac,T}$ 는 연료 탱크의 공력 중심에 작용하는 공기역학적인 힘으로 연료 탱크를 pitch up 시키는 모멘트이다. 연료 탱크의 낙하 궤적은 수평 핀이 없을 때 nose가 up 되는 자세로 낙하한다[4]. 이는 종적인 피칭 요란이 생기면 요란된 만큼 탱크는 상대풍과 받음각을 갖게 되며 원통형인 탱크의 형상으로 볼 때 양력의 증가보다는 압력 항력과 임팩트 되는 공기유량의 모멘텀이 가미된 합력의 증가로 인해 요란 방향으로 더 큰 피칭 모멘트를 야기함으로써 연료 탱크 자체만으로는 종적인 불안정성 요소로 작용한다고 볼 수 있다. 연료 탱크의 후미에 부착되는 수평 핀의 압력 중심은 연료 탱크 무게중심과 거리 l_F 만큼 떨어져 있어 수평 핀의 양력이 연료 탱크 무게 중심에 대해 발생하는 피칭 모멘트는 요란된 피칭 자세와 반대 방향으로 작용하게 된다. 따라서 수평 핀은 연료 탱크의 종적인 안정성 요소로 작용한다. 연료 탱크의 무게 중심에 작용하는 공기역학적인 힘에 의한 피칭 모멘트는 다음 식으로 정리된다[3].

$$M_{cg} = q_{\infty} S_T d C_{M_{ac,T}} + l_{ac} q_{\infty} S_T C_{L,T} - l_F q_{\infty} S_F C_{L,F} \quad (1)$$

여기서 q_{∞} 는 동압, S_T 와 S_F 는 각각 연료 탱크의 면적과 핀의 면적을 나타낸다. d 는 연료 탱크의 지름이며 $C_{M_{ac,T}}$ 는 연료 탱크의 공력 중심에 작용하는 피칭모멘트 계수이고, $C_{L,T}$ 는 핀의 양력 계수이다. (1)식의 양변을 $q_{\infty} S_T d$ 로 나누면 다음과 같이 연료 탱크 동체와 후미의 수평 핀이 연료 탱크 무게중심에 대한 피칭 모멘트에 미치는 영향을 모멘트 계수로 표현할 수 있다.

$$C_{M_{cg}} = C_{M_{ac,T}} + \frac{l_{ac}}{d} C_{L,T} - V_F C_{L,F} \quad (2)$$

(2)식의 V_F 는 $V_F \equiv l_F S_F / d S_T$ 로 정의되는 핀의 체적비(fin volume ratio)이다. (2)식을 받음각 α 의 함수로 표현 하면 다음과 같다.

$$C_{M_{cg}} = C_{M_{ac,T}} + \frac{l_{ac}}{d} \alpha a_T - V_F \alpha a_F \quad (3)$$

(3)식에서 $C_{M_{ac,T}}$ 는 연료 탱크의 공력 중심에 대한 피칭 모멘트 계수인데 받음각 α 에 무관하게 일정한 양이다. a_T 와 a_F 는 각각 연료 탱크와 핀의 받음각에 대한 양력 기울기이다. 수평 핀은 연료 탱크의 세로축에 평행하게 부착되어 있으므로 정적인 세로 안정성은 (3)식을 받음각 α 로 미분 한 값으로부터 판별할 수 있다.

$$\frac{dC_{M_{ac}}}{d\alpha} = \frac{l_{ac}}{d} a_T - V_F a_F \quad (4)$$

식(4)의 첫 번째 항을 살펴보면 연료 탱크는 렉비공 같은 원통형으로 공력 중심의 위치가 거의 무게 중심 위치에 있기 때문에 l_{ac}/d 의 값은 매우 작은 값이다. 따라서 연료 탱크의 정적인 종안정성은 핀의 체적비 V_F 가 크면 클수록 더 안정하다고 결론지을 수 있다. 즉 평형 자세에서 양(+)의 받음각으로 요란을 받을 경우 연료 탱크에는 수평 핀이 있음으로 해서 원래의 평형 자세로 되돌아가려고 하는 음(-)의 피칭 모멘트가 발생된다.

원래 크기 형상 핀의 체적비는 0.61이며 20% 축소 형상의 체적비는 0.49로 수평 핀의 형상을 20% 축소한 결과는 체적비가 19% 감소하였으며 l_F 가 0.0049m 단축되는 효과를 가져왔다[2]. 이러한 체적비 감소 및 l_F 의 단축은 그리 크지 않기 때문에 소량이나마 연료 탱크의 정적인 종 안정성에 영향을 미치긴 하지만 안정성을 불안하게 할 정도의 크기는 아니다. 이는 풍동을 이용한 연료 탱크 모델의 자유 낙하실험과 grid test 공력 실험 결과로부터 확인할 수 있다[4]. 그림 2는 받음각에 따른 연료 탱크의 피칭 모멘트 계수의 변화에 대해 (3)식으로 주어진 이론적 피칭 모멘트 계수와 형상을 20% 축소한 핀을 장착한 연료 탱크 15% 모델에 대해 풍동실험에서 얻은 결과를 비교해 보여주고 있다. 이론적인 피칭 모멘트 계수를 계산할 때 수치는 핀의 형상이 얇은 대칭 날개이므로 정량적인 thin airfoil 이론[6]을 적용하여 유도한 결과를 이용하였다. 그리고 연료 탱크의 공력 중심의 위치가 거의 무게 중심 위치에 있기 때문에 $C_{M_{ac,T}}$ 는 무시할 만큼 작고, 또한 l_{ac} 도 매우 작은 값이므로 연료 탱크 중량의 지름 d 로 나눈 값은 무시할 만큼 작다고 가정하여 계산하였다.

그림 2를 보면 받음각에 따른 연료 탱크의 피칭모멘트의 기울기가 $\frac{dC_{M_{ac}}}{d\alpha} < 0$ 인 종적으로 안정한 정적 특성을 보여주고 있다.

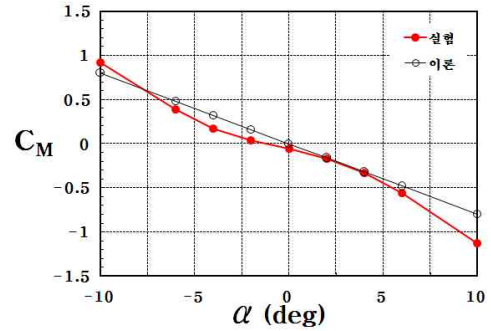


그림 2. $C_M-\alpha$ 곡선 : 해석해와 실험치 비교

3. 투하계적 및 자세 이론 해석

연료 탱크에 작용하는 공기역학적인 힘과 연료 탱크의 속도를 표현하는 데는 그림 3에서 보는 바와 같이 연료 탱크에 고정된 좌표계 즉 기체 축(body axis)계를 사용하였으며 이 기체 축은 연료 탱크와 같이 움직이기 때문에 연료 탱크의 궤적 즉 위치나 자세의 표현은 지구에 고정된 좌표계인 지면 좌표계로 변환하여 기술하였다.

3차원 공간에서 연료 탱크의 운동은 x, y, z 의 세 축 방향으로 각각 움직이는 세 개의 병진운동과 x, y, z 의 세 축을 중심으로 각각 회전하는 세 개의 회전운동으로 이루어진다. 따라서 3차원 공간에서 연료 탱크의 운동은 6 자유도(six degree of freedom)를 갖는다.

질량이 m 인 연료 탱크의 병진 운동에 대해 뉴턴의 제2법칙 $\sum \vec{F} = m(\frac{d\vec{V}}{dt})$ 를 적용시키면 다음과 같이 병진 운동의 선속도 미분 방정식을 얻는다[5].

$$\begin{aligned} \dot{u} &= vR - wQ - g \sin\theta + F_x/m \\ \dot{v} &= wP - uR + g \sin\phi \cos\theta + F_y/m \\ \dot{w} &= uQ - vP + g \cos\phi \cos\theta + F_z/m \end{aligned} \quad (5)$$

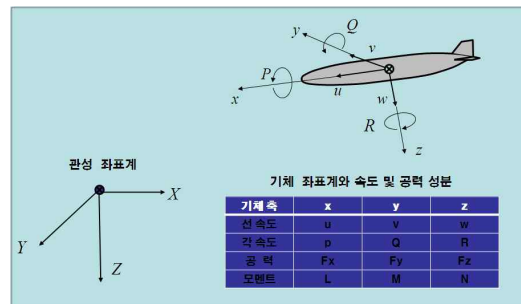


그림 3. 관성 좌표계와 기체 좌표계

여기서 u, v, w 는 기체 축의 x, y, z 세 방향으로 각각 병진 운동하는 속도 성분이며, P, Q, R 은 x, y, z 축을 중심으로 각각 회전 운동하는 각속도인 롤링각속도, 피칭 각속도, 롤링 각속도이다. 연료 탱크의 중량 mg 의 성분은 Euler Angle을 이용하여 기체 좌표계로 표현한 것이며, F_x, F_y, F_z 는 기체 축의 세 방향으로 각각 작용하는 공기역학적인 힘 \vec{F} 의 성분들이다.

연료 탱크의 회전운동에 대해서는 각 운동량 (angular momentum) 보존 법칙 $H = I\omega$ 를 적용시키면 다음과 같이 회전운동의 각속도에 대한 미분방정식을 얻는다.

$$\begin{aligned} \dot{P} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} QR + \frac{L'}{I_{xx}} & (6) \\ \dot{Q} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} PR + \frac{M}{I_{yy}} \\ \dot{R} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} PQ + \frac{N}{I_{zz}} \end{aligned}$$

여기서 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 는 각각 연료 탱크의 x, y, z 축의 회전에 관련된 질량 관성 모멘트(mass moment of inertia)이고, L', M, N 은 각각 x, y, z 축을 중심으로 회전하는 롤링, 피칭, 요잉 모멘트이다. (6) 식에는 관성곱(product of inertia) 성분들인 I_{xy}, I_{yz}, I_{xz} 는 나타나고 있지 않은데 이는 연료 탱크 형상이 xz 면과 yz 면에 대해 대칭이므로 이 성분들은 모두 0이 된다.

연료 탱크의 투하 운동을 시뮬레이션하려면 연료 탱크의 회전 각속도 P, Q, R 과 오일러각의 시간에 대한 변화율인 $\dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$ 와의 관계를 알아야 하는데 그 변환식은 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= P + Q \sin\Phi \tan\Theta + R \cos\Phi \tan\Theta & (7) \\ \dot{\Theta} &= Q \cos\Phi - R \sin\Phi \\ \dot{\Psi} &= Q \sin\Phi \sec\Theta + R \cos\Phi \sec\Theta \end{aligned}$$

연료 탱크를 투하했을 때 투하 위치는 같이 움직이고 있는 기체 좌표계로는 표현할 수 없고 다만 지면에 고정된 좌표계인 관성좌표계로 표현할 수 있다. 속도는 거리를 시간으로 미분한 값이므로 관성 좌표계로 표현한 연료 탱크의 속도를 시간에 대해 적분하면 움직인 거리를 알 수 있다. 또한 회전 각속도를 적분하면 연료 탱크의 회전 각을 알 수 있다. 이러한 연료 탱크의 궤적과 자세 정보는 관성 항법 방정식(inertia navigation equation)을 사용하여 기체 좌표계로 표현한 속도 성분들을 지면 좌표계로 변환하였다.

구하고자 하는 상태 변수는 속도 u, v, w 각속

도 P, Q, R 오일러 각 Φ, Θ, Ψ , 위치 X, Y, Z 로 12개의 미지수이다. 연료 탱크의 물성치인 질량 m 과 질량 관성 모멘트 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 는 실물이나 모형에 대해 직접적인 측정으로 구하였다[2]. 연료 탱크에 작용하는 공기역학적 힘 F_x, F_y, F_z 와 모멘트 L', M, N 은 실물이나 모형에 대해 풍동 실험을 실시하여 측정된 공력 자료(aerodynamic data)로부터 산출하였다[8]. 이러한 자료를 가지고 그림4에서 보는 바와 같이 투하궤적 시뮬레이션을 위한 수치해석(numerical analysis) 방법으로 12개의 비선형 1차 미분 방정식의 해를 구하여 12개의 미지수를 얻었다.

수치해석 절차는 3단계로 구성하였는데 첫째 단계는 자료 입력 단계로 연료 탱크 물성치인 질량 m 과 질량 관성 모멘트 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 및 탱크의 형상 자료를 입력하였다. 또한 상태변수의 초기 값과 미분 방정식의 적분을 위한 적분 구간을 설정하고 풍동 실험에서 구한 공력 자료를 입력하였다. 두 번째 단계는 수치 해석 단계인데 grid test를 통한 연료 탱크의 공력 측정 실험 자료를 가지고 계산한 공기역학적 힘과 모멘트를 산출하는 단계로 수치 적분은 MATLAB[7]에 내장된 모듈인 ode45 함수를 사용하였다. 결과 분석 단계에서는 12개의 미지수의 시간에 대한 추이 결과를 가지고 자유 낙하 풍동실험에서 고속 카메라를 이용해서 촬영한 투하궤적을 정량적으로 분석한 결과[4]와 비교하였다.

그림 5는 Froude 스케일 기준으로 $M=0.34$, 항공기 받음각 0° 에서 사출압력 0.413MPa로 외부 연료 탱크 15% 모형을 풍동 내에서 투하 실험(Drop test)한 결과와 수치 분석 시뮬레이션 결과를 비교한 그림이다. 항공기에서 외부 연료 탱



그림 4. 투하 운동 수치 해석 절차

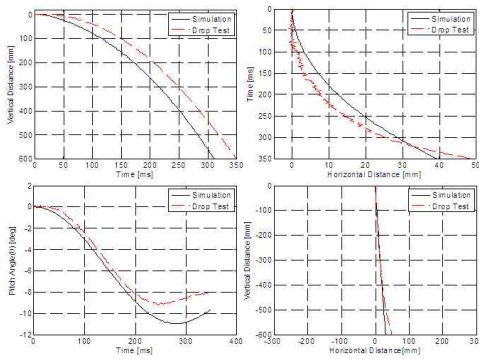


그림 5. 연료탱크의 투하 궤적 비교($\alpha = 0^\circ$)

크를 분리할 때 분리 초기의 연료탱크 자세가 매우 중요한 안전요소로 작용한다. milli-second 단위로 분석한 연료탱크의 수직 이동 궤적과 수평 이동 궤적의 추이는 거의 유사함을 보이고 있다.

항공기의 안전성이 보장되려면 연료탱크의 낙하 자세는 음의 받음각을 유지하면서 낙하해야 한다. 피치각 변화에 대한 그림을 보면 초기 받음각이 0도인 상태에서 200ms까지는 음의 받음각을 유지하고 있음을 알 수 있으나 200ms 이후의 자세는 양의 받음각으로 전환되고 있어 불안정한 자세로 투하되는 것처럼 보인다. 이는 풍동 측정부에서 연료 탱크의 투하 높이가 1,723mm로 제한되어 있어 바닥면에 설치한 탱크 안전 회수 그물망 영향에 의한 공기흐름 변화에 기인한 것으로 판단된다.

그림 6은 Froude 스케일 기준으로 $M=0.34$, 항공기 받음각 10° 에서 사출압력 0.413MPa로 외부 연료 탱크의 투하 실험 결과와 수치 분석 시 물레이션 결과를 비교한 그림이다. $\alpha=10^\circ$ 자세에서 투하한 연료 탱크의 수평방향 이동궤적을 보면 실제 투하궤적은 250ms에 이르기까지 전방으로 이동하다가 250ms 이후에는 후방으로 이동하고 있음을 알 수 있다. 이는 $\alpha=10^\circ$ 자세에서 연료 탱크에 가해지는 사출압력의 수평성분의 영향과 기수가 양의 받음각으로부터 음의 받음각으로 전환되는 과정에서 발생하는 공기력의 영향 때문인 것으로 판단된다. 수평 방향 이동 궤적에 있어서 모사에 의한 투하궤적과 실제 투하궤적의 차이는 이러한 사출압력 및 공기력의 영향을 세밀하게 반영하지 못하고 있기 때문인 것으로 사료된다. 반면에 수직 방향 낙하 궤적은 실제 투하 궤적과 모사궤적 간에 큰 차이가 없는 것은 연료 탱크의 무게 영향을 감소시킬 만큼 수직방향으로 발생하는 양력의 크기가 크지 않음을 나타내는 것으로 볼 수 있다.

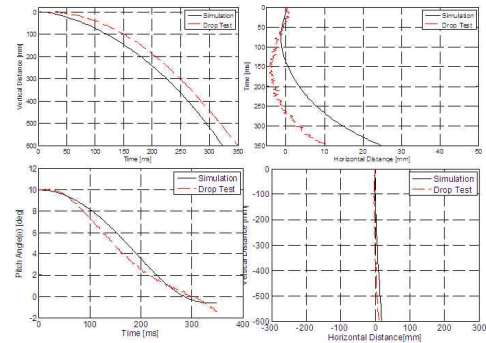


그림 6. 연료탱크의 투하 궤적 비교($\alpha = 10^\circ$)

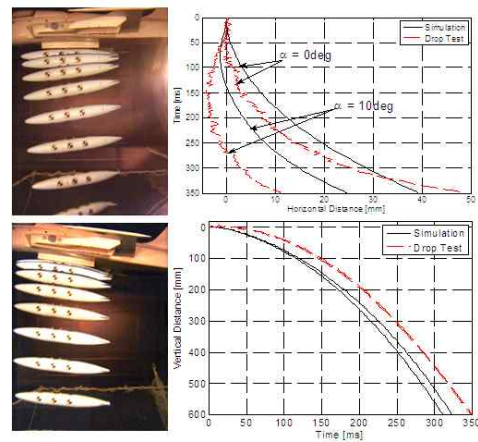


그림 7. 투하 궤적 비교 ($\alpha = 0^\circ : \alpha = 10^\circ$)

그림 7에는 투하시 항공기의 안전성을 보장하기 위해서는 항공기가 어떤 자세에서 연료 탱크를 투하해야 하는지를 판단하기 위해 $\alpha=0^\circ$ 와 $\alpha=10^\circ$ 에서 투하한 연료 탱크의 궤적을 고속 촬영한 결과 및 수직 및 수평 이동 궤적을 비교하였다. 수직 낙하 궤적을 보면 받음각의 영향을 거의 받지 않고 두 궤적이 거의 일치하고 있는데, 이로서 받음각이 변하더라도 수직 낙하 궤적에 영향을 미칠 만큼의 수직 방향 공기력이 연료 탱크에 발생하고 있지 않음을 알 수 있다. 그러나 수평 방향 이동 궤적은 앞에서 언급한 바와 마찬가지로 받음각의 영향을 뚜렷하게 받고 있다. $\alpha=10^\circ$ 로 투하되는 연료 탱크는 전방으로 수평 이동하는 궤적을 보이며 이러한 궤적은 항공기의 안전을 보장하는데 문제가 생길 수 있는 요소이다. 이는 연료탱크가 분리됨과 동시에 항공기의 전진 방향과 같은 방향으로 이동하고 있어서 항공기로부터 급속 이탈이 지연되면서 항공기의 후미와 충돌 할 가능성을 제기한다. 따라서 항공기 받음각 10° 의 자세는 연료탱크를 분리

시키는데 적절한 자세가 아님을 알 수 있다. 실제로 전투기의 비행매뉴얼[13]에는 일정 범위의 속도(150knots- 450knots)와 1g의 수평 비행 자세에서 외부 연료 탱크를 분리하도록 명시하고 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 원 형상에 비해 20% 축소 설계된 수평 핀을 부착한 전투기의 외부 연료 탱크를 비행 중 분리 했을 때 항공기의 안전성 및 탱크의 안정성을 검증하기 위하여 연료 탱크의 정적 인 세로 안정성을 해석하고 운동 방정식을 모사하여 투하궤적을 분석하였다. 얇은 에어포일의 공력자료를 이용하여 연료 탱크의 정적 피칭 안정성을 해석한 결과는 풍동 실험 결과와 거의 일치하였다. 풍동 grid test를 통해 획득한 공력자료를 가지고 운동방정식의 수치적인 모사에서 얻은 낙하 궤적을 실제 모델의 투하 실험 궤적과 비교 분석한 결과를 통해 연료탱크의 투하 자세는 수직 이동 궤적에는 영향을 미치지 않지만 수평 이동 궤적에는 상당한 영향을 미치게 됨을 알 수 있었다. 이와 같은 이론 해석 및 실험 결과의 분석을 통해 20% 형상 축소된 재설계 핀을 부착한 외부 연료 탱크를 비행 중 분리 할 때 비행운용 규범 내에서 수행한다면 항공기의 안전성 및 탱크의 안정성을 보장할 수 있음이 검증되었다.

후 기

본 논문은 공군 군수사령부 항공기술연구소의 지원을 받아 수행한 'F-5E/F 외부연료 탱크 Horizontal Fin 제작 및 안전성 평가' 연구의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 강치행, 윤용인, "항공기 외부 연료 탱크 수평 핀의 균열 분석과 대체 방안 연구", 한국 항공우주학회 추계 학술 발표회 논문집, 2008.
- 2) 강치행, 윤용인, 황영하, "항공기 외부 연료 탱크 수평 핀 재설계 및 시제품 제작", 한국 항공우주학회 추계 학술 발표회 논문집, 2009.
- 3) Anderson, J. D, "Introduction to Flight, 3rd Edition ", McG-Hill, 1989.
- 4) 조환기, 이상현, 강치행, 황영하, "전투기 연료 탱크 안전 분리를 위한 풍동 실험 연구", 한국 항공우주학회 춘계 학술 발표회 논문집, 2009.
- 5) 김병수, 김유단, 방효충, 탁민제, 홍성경, 비행동역학 및 제어, 2007, 경문사
- 6) Anderson, J. D, Fundamentals of Aerodynamics, 3rd Ed., McG-Hill, 2001
- 7) MATLAB & SIMULINK R2007, MathWork
- 8) 조환기, 정대환, 장영일, 이상현, 강치행, 황영하, 항공기 분리 탑재체의 공력 특성에 관한 실험 연구, 한국군사과학기술학회 추계 학술 발표회 논문집, 2009.
- 9) McCormick, B.W, "Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics 2nd Edition", John Wiley& Sons, 1995.
- 10) Maddox, A. R., Store separation trajectory analysis, J. of A/C, Vol. 17, No.11, 1980.
- 11) 강치행, 조환기, 장영일, 이상현, 김광연, "수평 핀 형상을 개조한 외부 연료탱크의 정적 세로 안정성 및 투하궤적 해석", 한국항공우주학회 추계 학술 발표회 논문집, 2009.
- 12) 윤용현, 조환기, 정형석, 조동현, 이상현, 백승욱, "전투기 외부 무장분리 안전성 해석을 위한 풍동실험연구", 한국항공우주학회지 제37권 3호, pp. 232-239, 2009.
- 13) T.O -1, F-5E/F-1 Flight Manual