

GRID SURVEY 방법을 이용한 무장분리예측 기법 연구

김상진^{*1}, 강인모¹, 김명성¹

A STUDY ON THE STORE SEPARATION PREDICTION TECHNIQUE USING GRID SURVEY METHOD

Sang-Jin Kim^{*1}, In Mo Kang¹, and Myung-Seong Kim¹

A prediction of store separation trajectory using grid survey method has been conducted. For the grid survey method, store's aerodynamic flowfield data such as freestream and grid data is needed to solve 6 degree of freedom(6-DOF) equations of motion. In the presented study, aerodynamic flowfield data was generated by Euler solver instead of CTS wind tunnel test. The predicted trajectories shows good agreement with CTS test results.

Key Words: 무장분리해석(Store Separation Analysis), Grid Survey 방법, 전산유체역학(CFD)

1. 서 론

항공기에 새로운 무장을 장착할 경우 항공기와 무장의 적합성을 입증하여야 한다[1]. 무장분리 분야의 적합성 입증에서는 항공기의 전 비행영역에서 예측된 분리궤적을 토대로 안전분리 비행영역을 확정하는 것이 주요업무이다.

무장분리궤적 예측에는 자유낙하 시험 또는 CTS(Captive Trajectory System)시험과 같은 분리 풍동시험을 주로 이용하고 있다. CTS 시험은 항공기와 무장을 별도의 지지대(Balance & Sting)에 장착하고 수행하는 시험으로, 분리무장의 궤적은 6 자유도(Degree of Freedom) 해석을 수행하여 구하게 되며, 6-DOF 해석에는 실시간으로 측정된 분리무장의 공력계수를 이용하거나(CTS 궤적시험), Freestream 및 Grid 데이터베이스(Grid Survey 시험)를 이용한다. 여기서, Freestream Data는 무장 단독의 공력계수를, Grid 데이터는 분리 직후 무장이 항공기 유동장 내에 있을 때의 무장의 공력계수를 의미하며 항공기와 무장의 공기역학적 간섭 효과가 포함된다. Freestream 및 Grid 데이터베이스 구축에는 많은 시간과 비용을 필요로 하지만 일단 데이터베이스가 구성되고 나면 각 분리조건에 대해 수십초 내에 궤적을 예측할 수 있다. 전투기급 항공기의 경우

장착되는 무장의 종류가 많고 비행영역이 넓으므로 효율적인 무장분리해석을 위해 주로 Grid Survey 시험을 이용하고 있으며, CTS 궤적시험은 가장 위험한 분리 형상 및 Grid Survey 경로를 찾거나, Freestream 및 Grid 데이터베이스가 올바르게 구성되었는지를 확인하는 용도로 사용한다[2].

전산환경의 지속적 발전과 더불어 초기 적용 비용이 저렴하고, 유동장 전체에 걸쳐 상세 해석정보를 도출할 수 있으며, 레이놀즈수 및 마하수의 제한이 없다는 장점으로 인해 전산유체역학을 분리해석에 이용하는 사례가 늘어가고 있다 [3,4]. 주로 CFD를 이용한 유동장 해석프로그램과 운동해석프로그램, 자동 격자구성 프로그램의 합성으로 이루어진 분리해석 프로그램을 이용하여 분리해석을 수행하고 있으며, 운동방정식 적분에 필요한 공기력 계산에는 분리무장에 대한 실시간 비정상 공력계수를 이용한다[5]. 이러한 방법은 정확도가 높지만 분리해석에 방대한 계산시간을 필요로 하므로 효율적인 분리해석을 위해서는 Grid Survey 방법의 적용이 필요하다고 할 수 있다.

본 연구에서는 CFD를 이용한 분리해석의 실용성을 증대시키기 위하여 CTS 시험결과가 있는 Eglin Wing/Pylon/Store 분리해석문제[5,6]에 Grid Survey 방법을 적용하였다. 해석에 필요한 공력 데이터베이스의 구성에는 CFD를 이용하였으며, 시험결과와 비교하여 적용한 방법의 유용성을 확인하고자 하였다.

1 정회원, 국방과학연구소

* Corresponding author E-mail: bipoo@add.re.kr

2. Grid Survey 방법을 이용한 무장분리해석

분리해석은 분리무장의 운동해석을 통해 예측하며 운동해석에는 6-DOF 운동방정식을 이용한다. 운동해석에 필요한 입력으로는 무장의 공력 계수, 무장의 질량정보(무게, 무게중심, 관성모멘트 등) 및 비행조건(속도, 자세, 고도 등) 뿐만 아니라 무장의 추력, 사출력 등의 정보가 추가로 필요하다.

Grid Survey 방법을 이용하여 분리무장의 궤적을 예측하는데 사용되는 분리무장의 공력계수는 Freestream Data와 항공기로 인한 분리무장의 공력계수 변화량을 나타내는 Grid Increments Data의 합이며 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{tot} = C_{freestream} + \Delta C_{grid} \quad (1)$$

여기서, 항공기로 인한 분리무장의 공력계수의 변화량인 ΔC_{grid} 는 항공기와 분리무장의 거리에 따른 함수이며, ΔC_{grid} 를 추출하는 방법으로는 Delta Coefficient 방법과, Flow Angle 방법을 들 수 있다. Fig. 1에 각 Grid Increment Data 추출방법을 비교하였다.

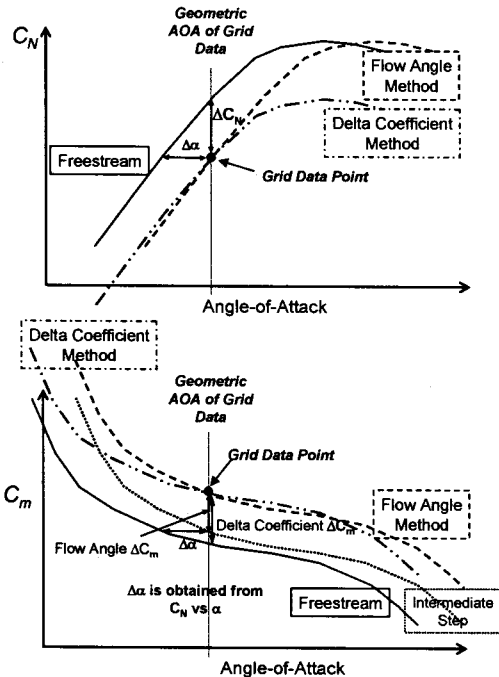


Fig. 1 Grid Increment Data 추출

Delta Coefficients 방법은 분리되는 무장의 받음각 또는 옆미끄럼각에서 Grid Data와 Freestream Data를 비교하여 감소 또는 증가한 공력계수 자체를 추출하는 방법이며, Flow Angle

방법은 항공기로 인해 변화되는 받음각 및 옆미끄럼각의 증분을 각각 수직력계수(C_N)와 측력계수(C_Y)로부터 추출한 후 나머지 공력계수(C_A , C_i , C_m , C_n)에 대한 Freestream Data를 Flow Angle(받음각, 옆미끄럼각)의 증분만큼 이동시킨 후 Grid Data와 다시 비교하여 그 차이값(Residual)을 추출하는 방식이다. Delta Coefficient 방법은 Flow angle 방법에 비해 간단하나, 받음각이 클 때는 정확도가 감소한다. 분리되는 장착물의 길이 길거나 받음각이 클 때에는 Flow Angle 방법이 적합하며, Delta Coefficient 방법보다 정확하게 공력계수의 증감분을 예측할 수 있다.

3. CFD를 이용한 공력 데이터베이스 구성

3.1 수치해석 방법

해석에는 국과연에서 개발한 Euler Solver를 사용하였다[5]. 이는 복잡한 물체 주위의 격자 생성이 비교적 용이한 다구역 격자계(Multi-block Grid System) 및 중첩격자계 유동장 해석능력을 가지고 있다. 공간이산화 방법으로는 중앙점 유한 체적법을, 수치 유량의 계산에는 Roe의 유량차분법을 이용하였다. 2차 이상의 공간이산화 오차를 얻기 위하여 MUSCL 형태의 변수 외삽 방법을 적용하였으며, 충격과 전후에 전변화(Total Variation)의 감소를 보장하기 위하여 Van Albada의 제한자를 사용하였다. 시간적분 방법으로는 근사 인수분해에 의한 ADI법을 사용하였다.

3.2 계산격자

Fig. 2에 Grid Survey 데이터베이스를 구성하기 위해 사용한 Eglin Wing/Pylon/Store의 표면격자계를 나타내었다. 복잡한 형상에 대한 효과적인 격자구성을 위하여 날개, Pylon, 무장(Store)을 다구역 격자계로 구성한 후, 각각의 격자계를 중첩시킴으로써 복합형상의 중첩격자계를 구성하였다. 여기에 H-H 형태의 격자계를 추가하여 내삽(Interpolation)을 용이하게 하였다. 무장의 Freestream 데이터베이스 구성에는 Grid Survey

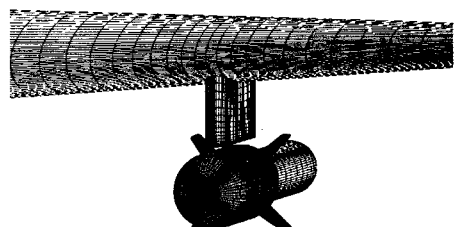


Fig. 2 Surface Grid System of Eglin Wing/Pylon/Store

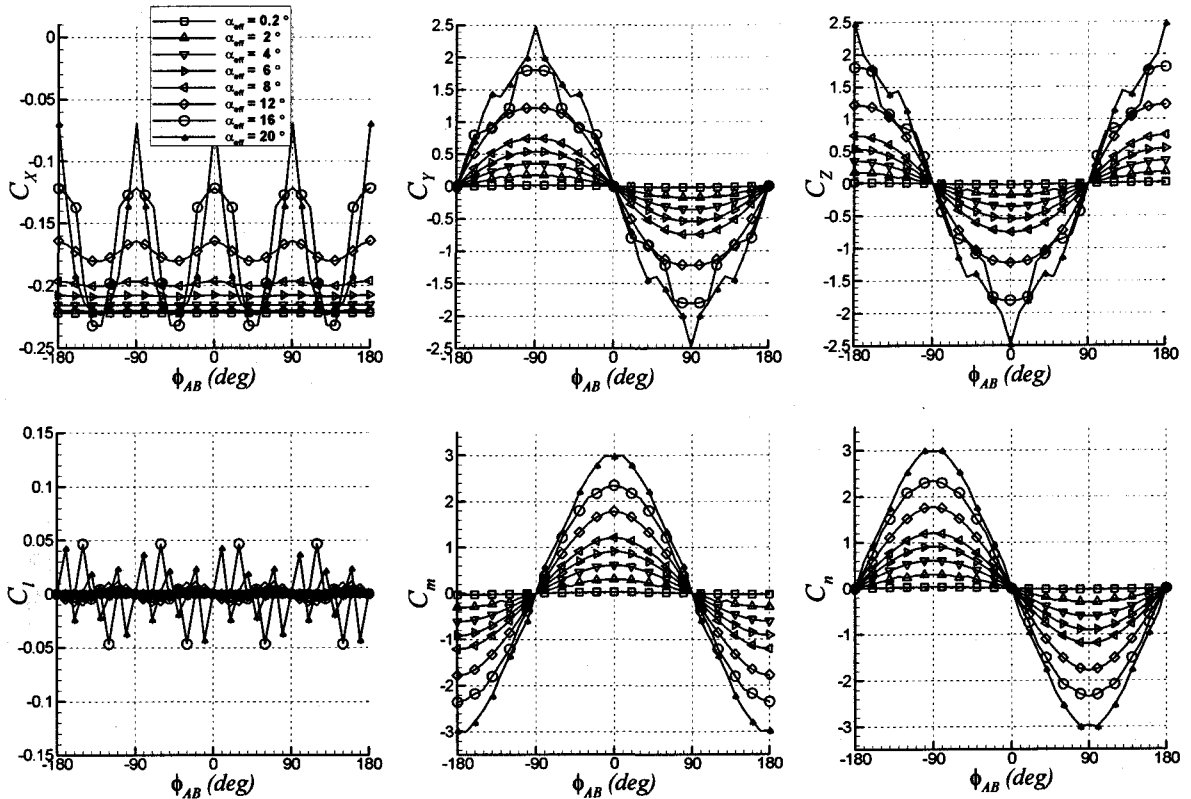


Fig. 4 Freestream 데이터베이스

데이터베이스 구성에 사용된 무장 격자계를 둘러싸는 격자계를 추가하여 격자형태와 크기의 일관성을 유지하면서 원방 경계의 크기를 무장길이의 5~6배의 크기가 될 수 있게 하였다.

3.3 Freestream DB 구성

Freestream 데이터베이스는 무장 단독의 공력계수를 의미한다. Freestream 데이터는 식(2)와 같이 무장의 자세, 속도, 형상에 대한 함수 이므로 이를 고려하여 데이터베이스를 구성하였다.

$$C_{free} = f(\phi_{AB}, \alpha_T, M, \angle_{dep}) \quad (2)$$

여기서, C_{free} 는 장착물의 Freestream Data 즉, 6분력 계수 ($C_x, C_y, C_z, C_i, C_m, C_n$)를 의미하며, ϕ_{AB} 는 Aeroballistic 를 각을, α_T 는 Total 받음각(Fig. 3참조)을, M 은 마하수를, \angle_{dep} 는 날개 또는 Fin의 전개각을 의미한다.

표 2에 Freestream DB 구성조건을 나타내었다. 무장의 형상이 무장좌표계(Body Axis System)에서 xy, xz 평면에 대해 대칭이므로 $0 \leq \phi_{AB} \leq 90^\circ$ 의 조건에서 CFD 해석을 수행하였다. 해석 조건의 개수는 ϕ_{AB} 10개, α_T 8개, 마하수 1개로 총 80개 조건이다.

Table. 1 격자계의 형태와 격자수

DB 구분	형상	격자형태	격자계수	격자수	합계
Grid Survey	날개	C-H	1	278,124	1,234,241
	Pylon	O-O	1	84,942	
	무장	O-O	4	416,000	
	H격자	H-H	1	455,175	
Freestream	무장	O-O	5	605,150	605,150

Table. 2 Freestream DB 구성 조건

구분	해석조건
ϕ_{AB} (deg)	-180~180, 10도 간격
α_T (deg)	0.2, 2.0, 4.0, 6.0, 8.0, 12.0, 16.0, 20.0
M	0.95
\angle_{dep} (deg)	0

Fig. 4에 CFD를 이용하여 구성된 Freestream 데이터를 나타 내었다. 비점성 유동 가정으로 인해 Total 받음각 16°이상에서는 해석결과와 오차가 커짐을 알 수 있다.

3.4 Grid Survey DB 구성

Grid Survey 데이터베이스는 분리 직후 항공기 유동장 내 에 있는 무장의 공력계수를 의미하며, 항공기와 무장의 공기 역학적 간섭 효과가 포함된다. Grid Survey 데이터는 식(3)과 같이 분리무장의 항공기와의 거리, 항공기 자세, 속도, 분리무 장의 자세, 형상에 대한 함수 이므로 이를 고려하여 데이터베 이스를 구성하였다.

$$C_{grid} = f(das, \alpha_A, \beta_A, M_A, \psi_s, \theta_s, \angle_{dep}) \quad (3)$$

여기서, C_{grid} 는 장착물의 Grid Data 즉, 6분력계수 ($C_x, C_y, C_z, C_l, C_m, C_n$)를 의미하며, das 는 항공기와 분리무장 의 거리, α, β 는 받음각과 옆미끄럼각, M 은 마하수, ψ, θ 는 yaw 각과 pitch 각을 각각 나타내며, 아래첨자 A 는 항공기를, s 는 분리무장을 의미한다.

Grid Survey DB 구성을 위한 CFD 해석조건은 마하수 0.95

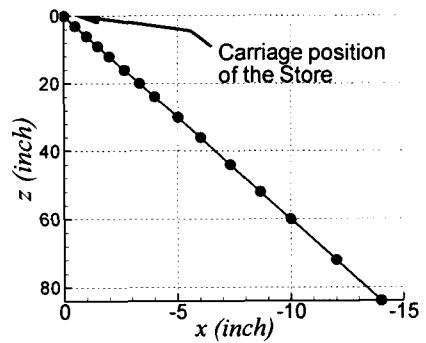


Fig. 5 Grid Survey Pattern

에서 $\alpha_A, \beta_A, \psi_s, \theta_s, \angle_{dep}$ 는 모두 0°이며, 항공기와 무장의 거 리는 Fig. 5에 나타내었다. 그림에서 $z=0$ 이 항공기에 장착된 상태이며, y 방향으로는 초기 장착상태 위치를 그대로 유지하 였다. Fig. 6에는 Grid 데이터베이스를 나타내었다. 무장의 위 치가 항공기로부터 멀어질 때 Grid 데이터는 Freestream 데이 터에 근접하고 있음을 알 수 있다.

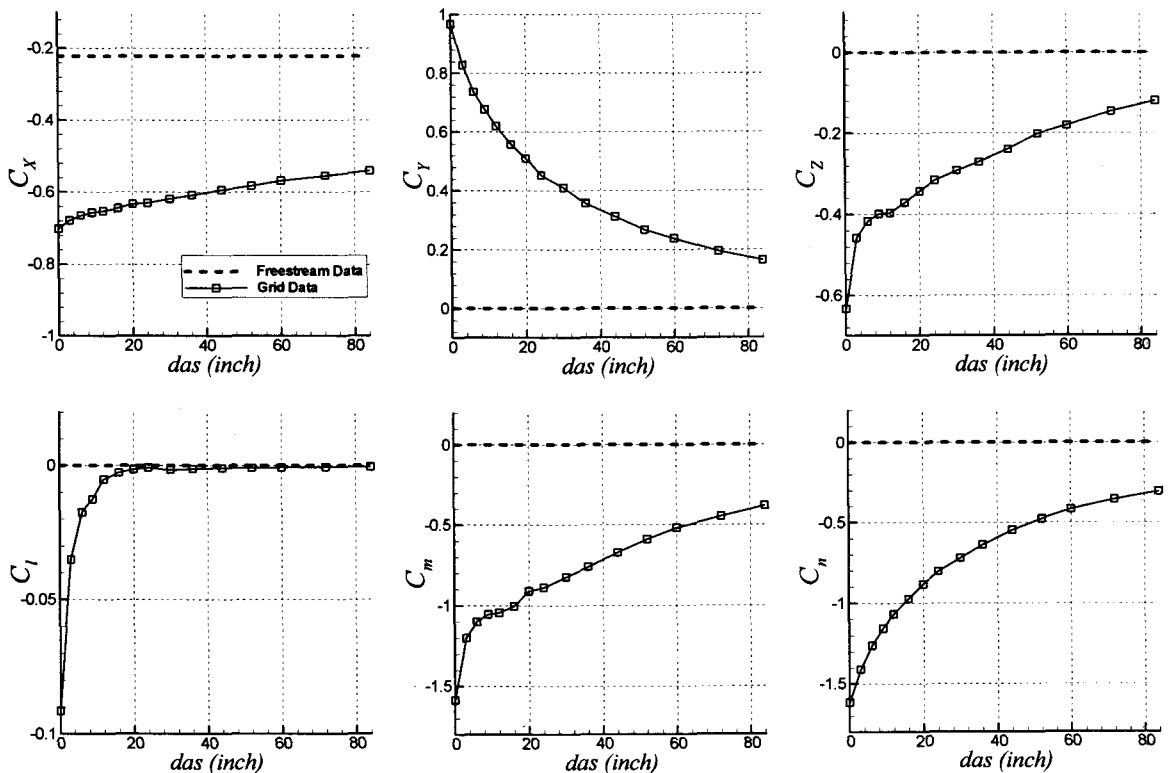


Fig. 6 Grid 데이터

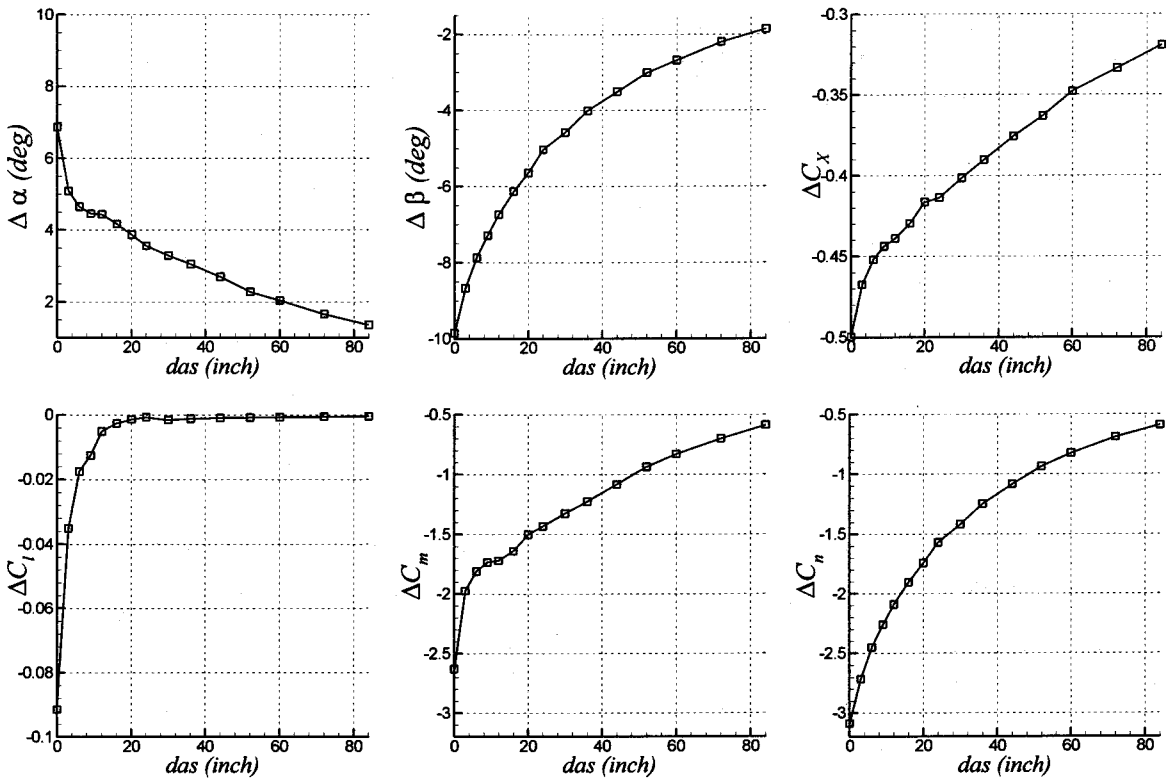


Fig. 7 Grid Increment 데이터

3.5 Grid Increment 데이터 추출

Flow Angle 방법을 이용하여 분리무장과 항공기와의 거리에 따른 Flow Angle($\Delta\alpha, \Delta\beta$)과 Residual($\Delta C_x, \Delta C_l, \Delta C_m, \Delta C_n$)을 추출하였으며, 이를 Fig. 7에 나타내었다. 분리 무장이 항공기에서 멀어질수록 ΔC_{grid} 의 값이 '0'에 가까워지고 있으며 이로부터 무장이 항공기 유동장을 점차 벗어나고 있음을 알 수 있다.

4. 분리계적 예측결과

Grid Survey 방법을 적용하여 고도 26,000(ft)에서 마하수 0.95, 받음각 및 옆미끄럼각이 모두 0°일 때의 Eglin Wing/Pylon/Store의 분리해석을 수행하였다. 운동해석에는 6-DOF 운동방정식을 이용하였으며, 운동방정식의 시간적분에는 Runge-Kutta 방법을 사용하였다. 시간적분은 0.35초까지 수행하였으며, 시간간격은 0.001초로 하였다.

무장의 공력계수는 CFD를 이용하여 생성한 Freestream 데이터베이스와 Flow Angle 방법을 적용하여 생성한 Grid Increment 데이터베이스를 이용하였으며, 데이터베이스 내삽

(Interpolation)은 1차 함수로 하였다. 또한 무장의 질량정보(무게, 무게중심, 관성모멘트 등) 및 무장에 작용하는 사출력은 표 3에 나타내었다.

Fig. 8,9에 Grid Survey 방법을 적용한 궤적예측 결과와 CTS 시험결과를 비교하였다. 예측 결과 정성적인 분리 특성은 CTS 시험결과와 잘 일치한다. 분리 후 0.3초가 되는 지점에서 무게중심의 위치(Positions)는 Grid Survey 방법을 적용한 예측결과와 CTS 시험결과가 0.2 (ft) 내외에서 근접한 결과를 보인다. 그러나 분리무장의 자세는 0.3초가 되는 지점에서 1.

Table. 3 무장의 질량정보 및 사출력

질량정보	값	사출력	값	
무게	2,000 lb	전방위치	4.06 ft	
무게중심	4.65 ft	후방위치	5.73 ft	
관성 모멘트	I_{xx}	20 slug · ft ²	전방사출력	2,400 lb
	I_{yy}	360 slug · ft ²	후방사출력	9,600 lb
	I_{zz}	360 slug · ft ²	사출 Stroke 길이	0.33 ft

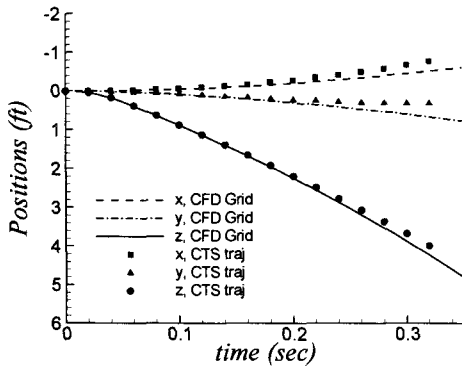


Fig. 8 궤적예측 결과 (무계중심의 위치)

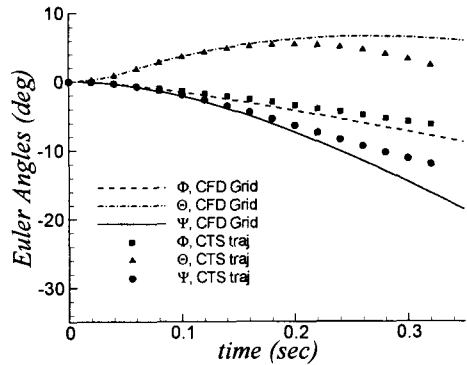


Fig. 9 궤적예측 결과 (Euler Angle)

5~3.5° 정도의 차이를 보인다. 이는 공력 데이터베이스를 Euler Solver를 이용하여 생성하였으므로 무장의 높은 받음각 공력특성과 점성효과를 잘 나타내지 못한데서 오는 오차와 분리무장의 비정상 공력특성(Damping Coefficient)를 고려하지 않은데서 온 오차 때문인 것으로 판단된다.

5. 결 론

Grid Survey 방법을 적용하여 천음속 영역에서의 분리해석을 수행하였으며, 분리궤적 예측에 사용한 공력 데이터베이스는 Euler Solver를 이용하여 구성하였다. CTS 풍동시험 결과와 비교했을 때 본 연구에서 적용한 방법은 분리무장의 시간에 따른 위치, 자세와 같은 분리특성을 잘 예측하고 있다. 본 연구를 통해 CFD를 이용한 효율적인 분리해석 방법을 확보하였다.

참고문헌

- [1] Anonymous, "Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures," MIL-HDBK-1763, 1998. 6.
- [2] 강인모, 김상진, "한국형 전투기 무장분리 해석절차 연구," 국방과학연구소, MADC-401-050595, 2005.
- [3] P.Noel, R. Niewoehner, and A. Cenko, "Improved Understanding of CFD Predictions for Complex Aircraft/Store Configurations," AIAA 2003-4071, 2003.
- [4] Capt Jacob A. Freeman, "Applied Computational Fluid Dynamics for Aircraft-Store Design, Analysis and Compatibility," AIAA 2006-0456, 2006.
- [5] 이승수, 박민우, "외부장착물 분리운동해석 S/W(MSAP) 개발연구," 국방과학연구소, MADC-401-000200, 2000.
- [6] Seungsoo Lee, Minwoo Park, Kum Won Cho, and Jang Hyuk Kwon, "New Fully Automated Procedure for the Prediction of Store Trajectory," Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 6, p.1038-1049, November-December 2000.