



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(4), 263-272(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.4.263

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 외장분리 풍동시험 기법의 전산유체해석 적용

손창현<sup>1</sup>, 김상훈<sup>2</sup>, 우희규<sup>3</sup>

### Application of Store Separation Wind Tunnel Test Technique into CFD

Chang-Hyeon Son<sup>1</sup>, Sang-Hun Kim<sup>2</sup> and Heekyu Woo<sup>3</sup>

Korea Aerospace Industries, Ltd.

#### ABSTRACT

In this study, aerodynamic coefficients obtained from Computational Fluid Dynamics (CFD) using wind tunnel test-like method is compared with coefficients obtained by actual wind tunnel test. Unsteady analysis has performed with using harmonic equation for motion of the external store. Aerodynamic database is generated based on CFD results to simulate 6 degree-of-freedom store separation analysis. Trajectory is obtained from simulation using both CFD-based and test-based database, and results are compared with trajectory from flight test result. It is concluded that generation of database based on CFD with wind tunnel test technique is valid from good agreement of the trajectory.

#### 초 록

본 논문은 외장 분리 풍동시험 기법을 적용한 전산유체해석을 통하여 획득한 데이터와 풍동시험을 통하여 획득한 데이터를 비교 연구한 것이다. 전산유체해석은 하모닉 방정식을 적용한 비정상 해석 기법을 사용하여 수행하였으며, 비정상 해석으로부터 외장의 공력계수들과 6 자유도 외장 분리 시뮬레이션을 위한 공력 데이터베이스를 생성하였다. 해당 데이터베이스와 풍동시험 기반 데이터베이스를 이용한 외장의 분리 궤적 시뮬레이션 수행하였으며, 그 결과를 비행시험 결과와 비교하였다. 비교를 통하여 시뮬레이션의 적절성을 확인하였으며, 외장 분리 풍동시험 기법을 전산유체해석에 적용하여 획득한 외장 분리 공력 데이터베이스는 외장분리 궤적 시뮬레이션 적용에 타당함을 확인하였다.

**Key Words** : Store Separation(외장 분리), Wind Tunnel Test(풍동시험), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), 6 Degree-of-Freedom Simulation(6 자유도 시뮬레이션)

#### 1. 서 론

외장 분리 풍동시험은 두 종류의 풍동시험으로 분류할 수 있다. 하나는 외장을 직접 풍동 내에서 낙하(drop)시켜 외장의 분리 특성과 궤적을 분석하는 시험 방법이 있으며, 다른 하나는 외장에 풍동용 내

장 저울(Internal Balance)를 장착하여 외장의 공력계수를 측정하는 시험 방법이다. 공력계수 측정 시험 방법은 항공기 장착 상태에서부터 분리되는 동안의 외장에 작용하는 공력계수를 획득하기 위한 것이다.

본 논문에서는 풍동 저울을 사용하여 외장의 공력계수를 측정하는 시험 방법을 차용한 전산유체해석

† Received : October 23, 2020 Revised : February 17, 2021 Accepted : February 23, 2021

<sup>1</sup> Principle Engineer, <sup>2</sup> Research Engineer, <sup>3</sup> Research Engineer

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : aeroson@koreaero.com, ORCID 0000-0001-8207-2136

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

적용을 대상으로 한다.

외장의 공력계수 측정 시험 방법은 세 가지 시험으로 구분할 수 있다. 하나는 CTS(Captive Trajectory Simulation) 시험으로서 외장의 궤적을 획득하는 시험이다. CTS 시험은 풍동 내에서 실제 외장에 작용하는 공력을 측정하여 풍동 시설에 구비된 6 자유도 시뮬레이션 계산 프로그램을 통해 외장의 궤적을 획득하는 시험이며, 다른 두 가지의 시험은 외장의 공력을 측정하는 Free Stream 시험과 Grid 시험(혹은 Interference)이다. 이 두 시험은 항공기 주변에서의 외장이 분리되는 공간 상의 임의의 위치와 자세에서 공력계수를 획득하여 외장의 공력 데이터베이스를 생성하기 위한 시험이다.

외장 분리 풍동시험은 일반적인 항공기 힘/모멘트 측정 풍동시험과 유사하다. 일반적으로 풍동시험을 계획하고 수행할 때, 모델제작 및 시험 일정 확보 등에 준비 기간이 상당히 필요하다. 그리고 외장의 공력을 측정하는 풍동시험은 시험 시설의 여건에 따라 제한된 속도 영역 및 시험 범위 등이 제한될 수 있다.

이러한 시험 준비 기간과 시험 제약 사항 등을 고려할 때 시험 전, 효율적인 시험 준비와 시험 범위 밖에서의 공력특성을 확인할 필요가 있다. 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석은 풍동시험 전 주요 공력특성과 시험 범위 이상의 영역에서 특성을 고찰하기에 적합하다.

전산유체역학 해석은 풍동시험과 달리 외장의 형상 요소가 획득되면 시간과 장소에 구애받지 않고 해석 가능하다. 단지, 전산유체해석은 해석 소요 범위와 전산자원에 따라 상당한 시간이 소요되는 제약 사항이 있다.

현재 외장분리 분야에서의 전산유체해석의 적용은 직접적인 외장의 공력 데이터베이스 생성보다는 풍동시험 전 외장의 공력 계수를 예측하고 풍동시험 조건 상세화하는 과정에 사용되고 있다.

그러나 최근 컴퓨터의 계산능력이 크게 증대됨에 따라 전산유체해석은 실제적인 외장분리 문제에 대한 실용적인 도구가 되어가고 있다[1]. 이에 효율적인 전산유체해석 기법을 사용한 외장의 공력계수를 획득하기 위한 다양한 방법이 적용[2,3]되고 있으며, 본 연구 또한 전산유체해석을 적용하여 외장분리 공력 데이터베이스 생성의 가능성을 검증하고자 수행하였다.

## II. 본 론

### 2.1 외장분리 풍동시험

일반적인 외장분리 풍동시험은 Fig. 1과 같이 CTS(Captive Trajectory System) 설비인 TSR(Two Sting Rig)이 구비된 풍동 시설에서 수행된다[4].

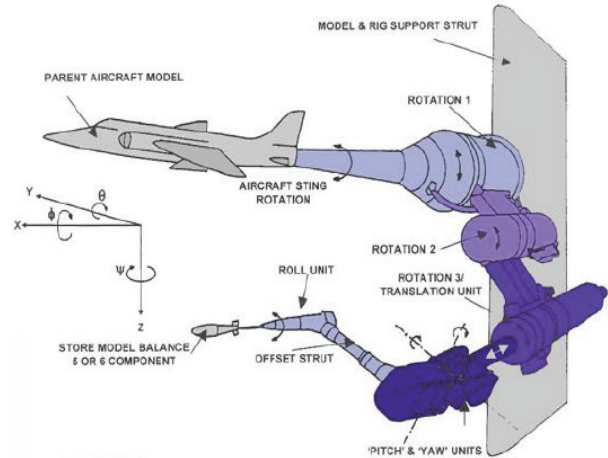


Fig. 1. Store Separation Wind Tunnel Test Rig in Aircraft Research Association (ARA), UK (Two Sting Rig, TSR) [4]

TSR은 항공기 모델용 지지대(sting)와 외장 모델용 지지대로 구성된다. 각 모델 지지대에는 내장 풍동저울을 설치할 수 있다.

항공기 모델 지지대는 지지대를 항공기 받음각 자세를 유지할 수 있도록 하며, 롤 회전각 또는 옆미끄럼각 자세를 유지할 수 있도록 한다.

외장 모델용 지지대는 지지대를 3축(X, Y, Z축) 방향으로 이동 가능하며 3축에 대한 자세(롤, 피치, 요우) 또한 제어 가능하다.

공력측정 외장 모델은 항공기 모델의 장착 위치에 위치하여 분리 예상되는 위치로 이동시킬 수 있으며 자세 변경이 가능하다.

외장에 작용하는 공력계수로는 외장 자체의 형상에 의해 결정되는 공력계수와 항공기의 유동장 내에서 항공기와 외장 간의 간섭에 의해 발생하는 공력계수가 있다. 특히, 간섭 공력 계수는 항공기의 형상에 지배받는다.

이러한 간섭 공력 특성을 구분하기 위해 외장 자체의 공력 계수(Free Stream Aerodynamic Coefficients)와 간섭 공력 계수(Interference Aerodynamic Coefficients)를 구분하기 위한 시험을 병행하여 수행한다.

외장 자체의 공력특성은 항공기 모델 축소비와 동일한 축소비를 갖는 외장 모델을 사용하여 Free Stream 시험을 수행하여 획득된다. 이때 항공기 모델은 시험부 내에 설치되지 않는다.

항공기 모델 주변 유동장에 의한 간섭 공력계수  $\Delta Cx_{Interference}$  는 Eq. (1)과 같이 풍동 내에 항공기 모델과 외장 모델을 같이 두고 획득한 외장의 공력계수  $Cx_{Grid}$ 를 획득하여 동일한 자세에서의 외장 자체의 공력계수  $Cx_{FreeStream}$ 를 제거함으로써 획득된다.

$$\Delta Cx_{Interference} = Cx_{Grid} - Cx_{FreeStream} \quad (1)$$

본 논문에 적용된 외장분리 풍동시험 모델은 축소비 11% 모델이다. 축소 비율은 풍동 시험부에서 시험 가능한 항공기 모델의 크기에 의해 결정된다. 이 경우 항공기에 비해 형상이 작은 외장은 항공기 축소비만큼 줄어들게 되므로 특히 작은 돌출물, 핀(Fin) 등과 같은 외장의 일부 형상은 제작이 어려울 수 있다. 이 경우 시험을 위해 시험에 큰 영향을 주지 않은 작은 돌출물 등은 제거되고, 핀 두께는 시험 시 공력 하중을 충분히 견딜 수 있도록 증가시키는 등 최소한의 형상 변경이 발생한다. 또한 외장 모델을 지지하기 위한 지지대 공간을 유지하기 위해 후방동체에 물리적 왜곡이 발생한다.

대표적인 외장인 일반폭탄의 축소 모델은 Fig. 2와 같이 후방 형상이 실제 형상과 달라지게 되며, 왜곡된 형상으로 인해 후방 핀의 면적이 감소된다. 또한, 축소된 외장 모델은 지지대 공간으로 인해 외장 모델의 후방동체(After Body)의 체적(Volume)이 증가하여 표면적(Wetted Area) 또한 실제 형상과 다르게 된다.

이에 따라 풍동시험에서 외장 모델의 공력특성은 후방동체의 형상 왜곡으로 실제와 차이를 가진다. 또한 외장 모델의 공력특성은 외장의 지지대의 존재로 인해 후류(wake)의 특성이 실제 형상의 공력 특성과 차이를 가지게 된다[5,6].

이러한 축소 모델 형상의 왜곡을 최소화하기 위하여 Free Stream 공력 데이터를 대형 풍동시험 모델의 공력계수 데이터로 대체하여 적용하는 방안을 사용한다[7]. 대체 데이터가 없는 경우 전산유체해석은 형상 왜곡의 영향을 확인하는 것에 활용될 수 있을 것이다[8].

외장분리 풍동시험은 풍동시설의 안정적 운용을 위해 항공기 모델에서 수평미익과 수직미익을 제거, 시험부 내의 항공기 차폐 효과(Blockage Effect)를 최소화하여 시험을 수행하였다. 그리고 항공기의 일반적인 운용 조건의 흡입유량 설정을 위한 흡입구 스크린을 적용하였다.

풍동저울은 항공기 모델에는 더미(Dummy)가 장착되고 외장 모델인 일반폭탄 모델에는 6축 공력계수를 측정하기 위한 0.5인치 직경의 6-분력 풍동저울이 장착된다.

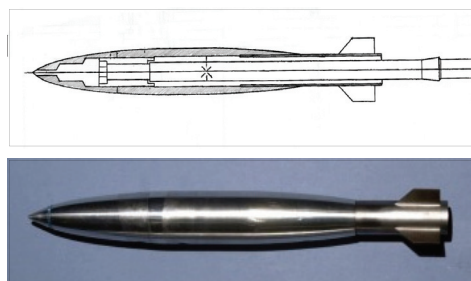


Fig. 2. After-Body Distortion of Scale-down Wind Tunnel Test Model. (Above) Cross Section of Wind Tunnel TeMetric Shell of Wind Tunnel Test Model

Table 1. Wind Tunnel Test Condition of Free Stream Test of Store

Test Type	Mach No.	Store Attitude		
		Roll Angle	Pitch Angle	Yaw Angle
		[deg]	[deg]	[deg]
Free Stream	0.9	N/A	-30~+15	-10
				0
				10
				20

2.1.1 일반폭탄 자체의 공력계수 획득 시험

일반폭탄의 자체 공력계수 획득은 항공기 모델 없이 단독으로 수행하는 Free Stream 시험을 수행하였다. 시험 범위는 Table 1과 같으며, 공력계수는 마하수 0.9에서 피치각(Pitch Angle), 옆미끄럼각 또는 요우각(Yaw Angle)의 자세 변화에 대해 측정하였다.

Free Stream 시험은 풍동의 외장용 지지대 이동범위 제한으로 인해 -30도~+15도의 피치각 범위 내에서 수행되었다. 그리고, 요우각 시험 범위는 0도에서 20도까지 10도 간격으로 시험을 수행하였고 X-Z 대칭면의 대칭성을 확인하기 위해 -10도 요우각에서 시험을 수행하였다.

2.1.2 항공기 모델과 일반폭탄 모델 간의 간섭 공력계수 획득 시험

Grid 시험은 일반폭탄과 항공기 간의 간섭 공력계수를 획득하기 위한 시험이며, 시험은 Fig. 3과 같다.

Grid 시험의 데이터 항공기 자세 기준은 항공기 받음각(Angle of Attack,  $\alpha$ ) 2도, 옆미끄럼각(Angle of Sideslip,  $\beta$ ) 0도이며, 일반폭탄의 기준 위치와 자세는 장착위치를 기준으로 한다. 이 장착위치를 기준하여 일반폭탄 모델은 날개 좌/우 스캔 방향, 항공기 기축 후방 이동, 외장 자세 변경을 반영하여 수행되었다.

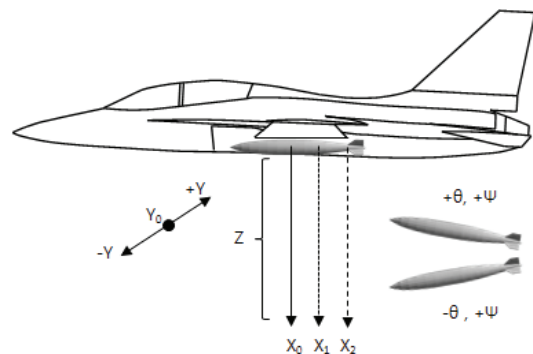


Fig. 3. Scheme of Wind Tunnel Grid Test. (X, Y and Z are position of store.  $\theta$  and  $\psi$  are pitch and yaw angle of store)

**Table 2. Wind Tunnel Test Conditions of Grid (Flow Field) Test of Store ( $\alpha$  and  $\beta$  are angle of attack and sideslip of aircraft.  $\phi$ ,  $\theta$  and  $\psi$  are roll, pitch and yaw angle of store)**

M	Aircraft		Store Position			Store Attitude		
	$\alpha$	$\beta$	$x$	$y$	$z$	$\phi$	$\theta$	$\psi$
	[deg]	[deg]	[ft]	[ft]	[ft]	[deg]	[deg]	[deg]
0.9	0	0	0	0	0 ~ 20	0	0	0
	2	0	0	0		0	0	0
	4	0	0	0		0	0	0
	2	0	-4	-2		0	0	0
	2	0	-4	0		0	0	0
	2	0	-4	2		0	0	0
	2	0	0	0		0	0	-15
	2	0	0	0		0	0	15
	2	0	0	0		0	0	-20
	2	0	0	0		0	0	-10
	2	0	0	0		0	0	10

첫 번째 Grid 시험은 항공기 받음각에 의한 6분력 간섭 공력계수 획득을 위하여 항공기 받음각 0도, 2도 그리고 4도 조건에 대해 일반폭탄을 항공기 아래 방향(+z: 20[ft] full scale)으로 연속적으로 이동시키며 시험을 수행하였다. 일반폭탄의 자세각은 모두 0도로 고정되었다.

두 번째 Grid 시험은 일반폭탄의 위치에 따른 간섭 공력계수 획득을 위하여 항공기 기준 받음각인 2도에 고정하고, 계획된 항공기 종방향(-x방향) 위치, 횡방향( $\pm y$ 방향) 위치로 이동시킨 후 항공기 아래 방향(+z)으로 연속적으로 이동시키며 시험을 수행하였다.

마지막으로 Grid 시험은 일반폭탄의 자세에 따른 간섭 공력계수 획득을 위하여 일반폭탄의 피치각과 요우각을 변화시키며 항공기 아래 방향(+z)으로 연속적으로 이동시키며 시험을 수행하였다. 시험 범위는 Table 2와 같다.

세 번의 Grid 시험으로 획득된 간섭 공력계수는 Free Stream 공력계수와 Grid 기준 데이터 공력계수를 차감하여 외장분리 공력 데이터베이스를 생성한다. 각각의 시험으로 생성된 공력 데이터베이스는 Superposition 방법을 통해 위치, 자세에 대한 일반폭탄의 전체 공력계수로 계산된다.

## 2.2 전산유체 해석

해석 도구는 전산유체 해석 상용 프로그램인 ANSYS Fluent<sup>®</sup> 19.1을 사용하였다[9]. 이 프로그램은 버전 19.1부터 Overset 격자를 지원하게 되어 이전 버전의 Dynamic Meshing 기법보다 외장분리 해

석 사용자에게 해석의 편의성이 향상되었다.

해석 격자는 해석 시간을 고려하여 외장에 직접적인 영향력을 끼치지 않는 항공기의 수평미익(Horizontal Tail)과 수직미익(Vertical Tail) 형상을 제거하여 생성하였다. 그리고 외장 주변에는 Overset 격자를 생성하였다.

항공기의 원방 경계조건은 Pressure Far-Field 경계 조건이며 흡입구와 노즐은 벽면(Wall) 경계 조건을 적용하였다. 원방 경계조건으로 압력은 58,394 (Pascal), 온도는 144.4K도가 적용되었다.

난류모델은 k- $\omega$  SST를 적용하였으며 Roe-FDS 2차 풍상차분 기법(Upwind scheme)을 적용하였다.

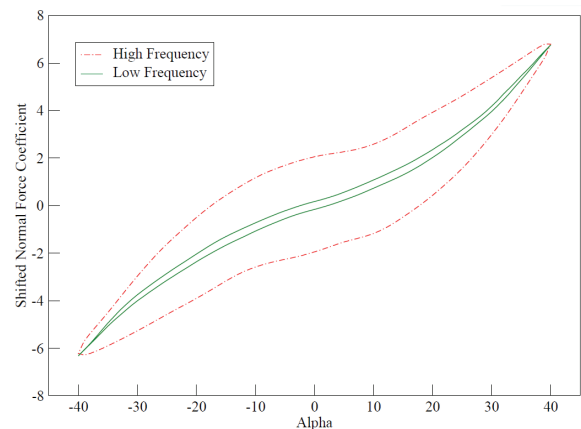
해석은 먼저 항공기와 외장의 초기 위치 조건에서 정상상태로 수행한 후 하모닉 방정식을 적용하여 외장의 자세 및 위치를 변화시키는 비정상상태로 수행하였다.

### 2.2.1 해석방법 검토

외장분리 해석에 사용하는 전산유체해석 기법은 다양한 방법이 있으나 풍동시험의 시험 기법과 유사한 방법을 적용하기 위해 Lee *et al.*이 제시한 해석적 방법을 적용하였다[10].

해당 해석적 방법은 항공기와 외장 간의 간섭 공력을 전통적인 정상상태(Steady Analysis) 해석 대신, 외장의 위치 및 자세를 변화시키며 비정상상태(Unsteady Analysis)로 해석을 수행한다. 이때 비정상상태로 전산유체해석을 수행함으로써 정상상태의 해석보다 높은 효율을 추구하였다.

이 접근법을 사용하였을 때의 결과는 Figs. 4, 5와 같다[10]. 외장에 대해 피치각을 -40도~40도 범위에서 사인(Sine) 함수 형태로 변화를 주었을 때 수직력 계수(CN: Normal Force Coefficient)의 값은 Fig. 4와 같다[10]. 자세 변경 방향에 따라 동일한 피치각에서의 공력계수가 다르게 나타나며, 장주기 운동 시 단



**Fig. 4. Shifted Normal Force Response Due to Sinusoidal Pitching at Low and High Frequency [4]**



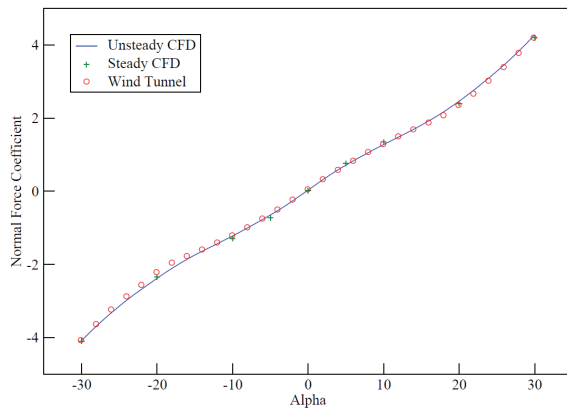


Fig. 5. Comparison of Normal Force Coefficient from Wind Tunnel Test and Steady and Unsteady State Computational Fluid Dynamics [4]

주기 운동을 할 때보다 공력계수의 차이가 작아짐을 볼 수 있다. 각도 변화는 초당 140(deg/sec)와 1400(deg/sec)가 적용되었다.

서로 반대 방향으로 이동할 때 계산된 값들의 평균을 취함으로써 정상상태의 해석결과와 유사한 공력계수를 획득할 수 있다.

Figure 5는 수직력 계수에 대해 정상상태 전산유체 해석 결과와 비정상상태 전산유체해석 결과 및 풍동 시험 결과를 비교한 결과이다. 하모닉 방정식을 적용한 비정상상태의 해석 결과는 정상상태의 해석 결과

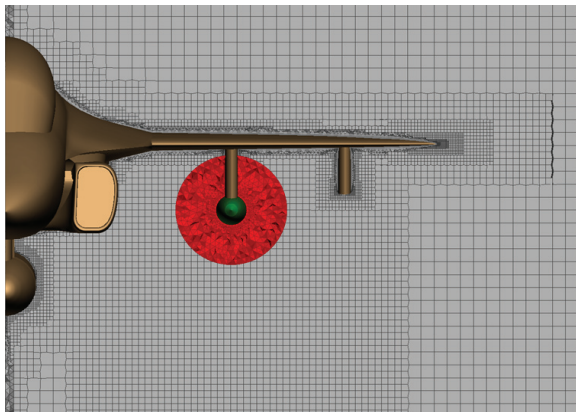


Fig. 6. Mesh for CFD Analysis using Overset Mesh

및 풍동시험 결과와 경향성이 유사하여 계산된 공력 계수는 충분히 의미 있는 값으로 볼 수 있다.

본 연구에서 수행한 전산유체해석은 앞서 언급한 비정상상태의 해석방법이 적용되었으며, 이 방법은 외장분리 풍동시험의 시험 자료 획득방법과 유사하다.

해석 대상은 외장분리 풍동시험 장에서 소개한 것과 동일한 일반폭탄을 장착하는 전투기급 항공기이며, 이에 대해 Fig. 6과 같이 격자를 구성하여 해석을 수행하였다.

### 2.2.2 외장 자체의 공력 해석

일반폭탄 자체의 공력 해석은 항공기 모델 없이 수행하며, 정상상태 해석 수렴이 완료된 이후 비정상상태 해석을 진행하여 일반폭탄의 6 분력 공력계수를 획득하는 순서로 수행하였다.

비정상해석 중 일반폭탄의 자세는 Eq. (2)의 하모닉 운동 방정식을 적용하여 시간에 따라 변형하였다.

$$\theta(t) = A \times \sin(2\pi f \times t) \tag{2}$$

$A = 30$  (degree),  $f = 0.1$  (Hz),  $t = 10$  (second)

이때  $\theta$ 와  $A$ ,  $f$ ,  $t$ 는 각각 피치각과 진폭, 진동주파수, 시간이다. 해석 조건은 Table 3과 같다.

### 2.2.3 항공기와 외장 간의 간섭 공력 해석

항공기 흡입구의 해석 조건은 흡입구 경계 조건에 따른 계산시간을 줄이고 계산 안전성을 높이기 위해 벽면 경계조건으로 설정 후 해석을 수행하였다. 막혀 있는 흡입구 경계조건을 사용하는 경우, 항공기 부근에서의 간섭 공력 중 측력 계수(CY: Side Force Coefficient), 요우잉 모멘트 계수(CLYB: Yawing Moment Coefficient)들은 실제 흡입구 운용 조건에서의 값과 차이를 발생시킬 수 있다.

외장 풍동시험에서의 간섭 공력의 경우, 앞서 언급한 것과 같이 흡입구의 Blockage는 40% 스크린이 적용된 시험결과이다.

간섭 공력 해석을 위한 전산유체해석은 외장 자체의 공력해석 방법과 동일한 방법으로 비정상상태의 해석 방법을 적용하였다. 해석 조건은 Table 2의 풍동시험 조건과 동일하다. 외장 z 방향 이동  $Z(t)$ 에

Table 3. Computational Fluid Dynamics Analysis Condition of Free Stream

Analysis Type	Mach No.	Store Attitude		
		Yaw Angle	Pitch Angle	Roll Angle
		[deg]	[deg]	[deg]
Free Stream	0.9	0	-30~+30	N/A
		10		
		20		

대한 하모닉 진동 방정식은 Eq. (3)을 적용하였다. 해석 Time Step은 0.005초를 적용하였으며 비정상 해석 시 Pseudo Iteration은 40회를 적용하였다.

$$Z(t) = A \times \sin(2\pi f \times t) \quad (3)$$

$A = 3$  (meter),  $f = 0.125$  (Hz),  $t = 8$  (second)

### 2.3 외장분리 풍동시험 결과와의 비교

일반폭탄에 대한 외장분리 풍동시험 시, 일반폭탄 내부에 장착되는 풍동저울로 인해 Fig. 2와 같이 후방동체가 왜곡되어 일반폭탄의 형상이 그대로 유지될 수 없다. 따라서 풍동시험에서 수행된 일반 모델의 공력특성은 모델 왜곡이 없는 형상의 공력 특성과는 다르다.

#### 2.3.1 일반폭탄 모델 자체의 공력계수 비교

Figure 8은 일반폭탄 모델의 자체의 6 자유도 공력계수들의 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과를 비교한 그림이다.

Figure 7과 같이 전산유체해석에는 실제 형상이 적용되었고 풍동시험은 후방부가 왜곡된 형상이 적용되었다. 형상 차이는 풍동모델의 핀 면적이 실제 형상의 면적에 비해 감소되고, Wetted Area는 증가되었다. 따라서 모델 후방 형상과 핀 면적 차이로 인해 피칭 모멘트 계수(CM), 요우잉 모멘트 계수(CLNB)에서 차이가 발생된다.

축력 계수(CA, Axial Force Coefficient)는 지지대가 장착된 풍동 모델과 지지대와 후방 왜곡이 없는 해석 모델로 인해 공력특성 차이가 발생된다. 롤링 모멘트 계수(CLLB: Rolling Moment Coefficient)는 다른 모멘트 계수 대비 상대적으로 풍동 저울의 불확도가 크고 작은 값을 가지므로 풍동시험 데이터와 전산유체 해석 데이터의 경향성이 유사한 정도로만 확인한다.

받음각 또는 옆미끄럼각  $\pm 15$ 도 이상에서는 풍동시험에서 난류의 박리로 인하여 전산유체해석 결과와 풍동시험 결과 간의 차이가 크게 나타남을 볼 수 있다.  $\pm 15$ 도 내외의 각도 범위에서는 대부분 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과가 유사함을 볼 수 있다.

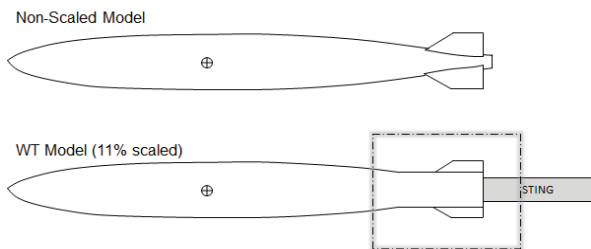


Fig. 7. Comparison between Computation Fluid Dynamics Model (Full Scale Model) and Wind Tunnel Test Model (Small Scale Model)

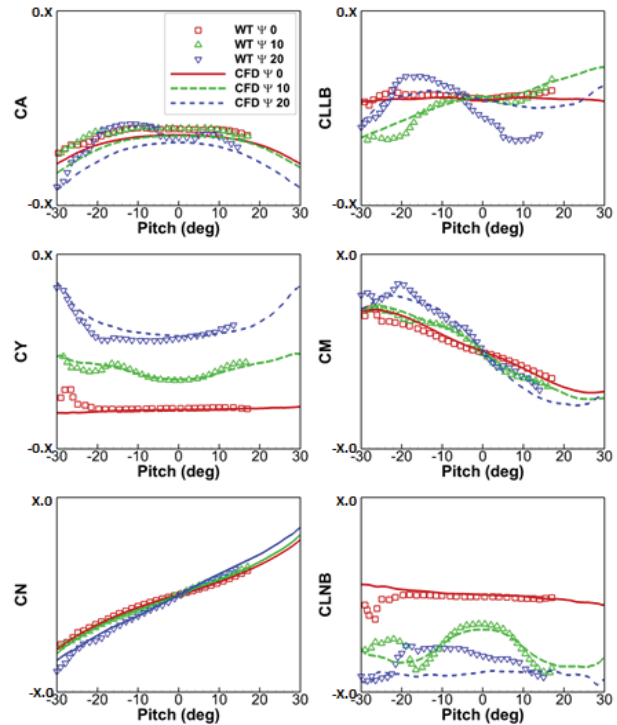


Fig. 8. Comparison of Free Stream Store Aerodynamic Coefficients between Wind Tunnel Test (Small Scale Model) and Computation Fluid Dynamics (Full Scale Model) Result

#### 2.3.2 항공기 모델과 일반폭탄 모델 간의 간섭 공력계수 비교

Figure 9부터 Fig. 13까지는 항공기와 장착물외장 간의 간섭 공력계수를 비교한 그림들이다. 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과는 항공기로부터 일정 거리 벗어난 영역에서는 모델 형상 차이를 고려할 경우 유사한 특성을 가짐을 볼 수 있다.

Figure 9는 항공기 받음각에 따라 변화하는 간섭 공력계수의 결과를 보여준다. 전체적으로는 풍동결과와 해석결과의 차이가 크지 않으나, 항공기 부근(0~5 ft)에서는 축력 계수(CY)와 요우잉 모멘트 계수(CLNB)들이 차이가 있음을 볼 수 있다.

이 부분은 풍동시험 모델의 왜곡에 의한 효과에 기인한 것인지 또는 전산유체해석의 해석 방법에 기인한 것인지 대해서 좀 더 연구가 필요하나, 본 연구에서는 항공기 부근에서의 풍동모델의 형상적인 차이에서 기인한 것으로 판단한다.

Figure 10은 항공기 받음각이 2도로 고정된 상태에서 외장의 X-방향 위치에 따라 변화하는 간섭 공력계수 결과를 보여준다. 일반폭탄이 장착된 위치에서 뒤쪽으로 -4 ft 이동되었을 때 항공기 부근에서의 종축 방향 공력 계수(Longitudinal Aerodynamic Coefficient)인 축력 계수(CA)가 기준 위치(0 ft) 대비

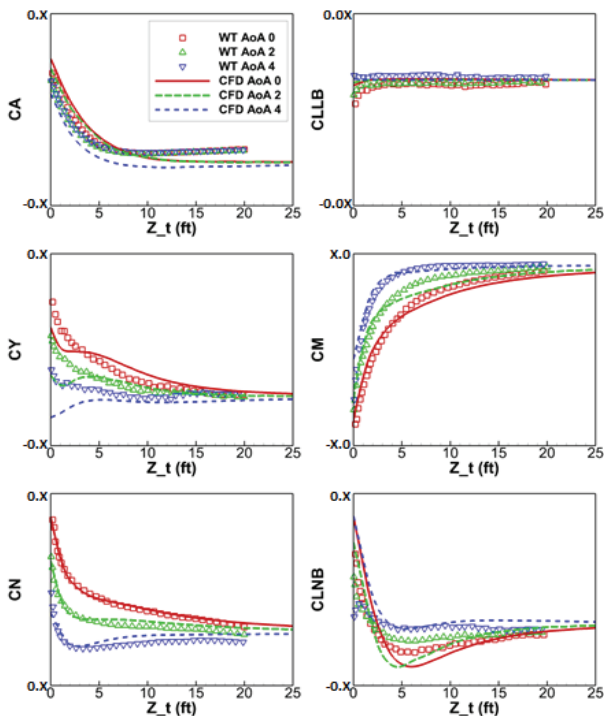


Fig. 9. Comparison of Flow Field Store Aerodynamic Coefficients between Wind Tunnel Test and Computation Fluid Dynamics Result for each Aircraft Angle of Attack

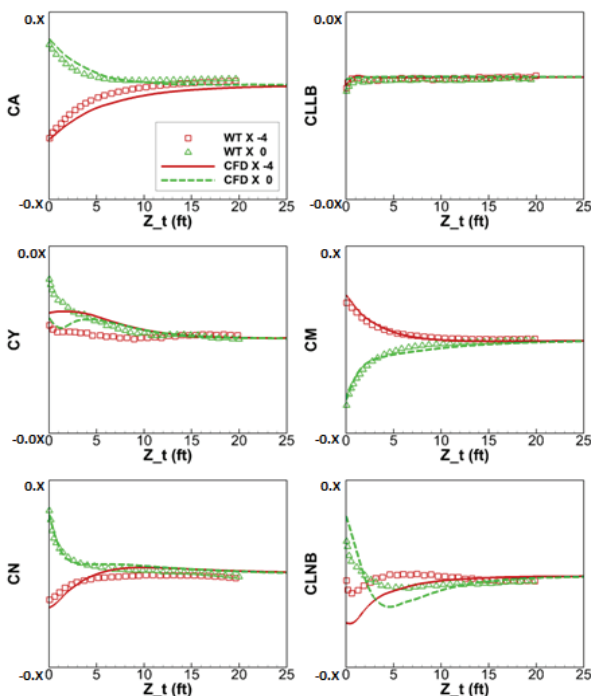


Fig. 10. Comparison of Flow Field Store Aerodynamic Coefficients between Wind Tunnel Test and Computation Fluid Dynamics Result for each X position

부호가 바뀌는 특성을 가진다. 이 특성은 일반폭탄의 현수 장비인 파일런에 의한 간섭 효과에 의해 발생된다. 항공기 부근에서의 측력 계수(CY)와 요우잉 모멘트 계수(CLNb)의 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과의 차이는 모델 간의 형상 차이에 의해 발생된 것이라 볼 수 있다.

Figure 11은 항공기 받음각이 2도, 일반폭탄의 X 위치가 -4 ft로 고정된 상태에서 Y 방향 위치에 따라 변화하는 간섭 공력계수 결과를 보여준다. Y 방향 위치 변화에 대하여 종축 방향 공력계수의 변화는 모델 간의 형상 차이로 인한 발생하며, 횡축 방향 공력 계수들(Lateral Aerodynamic Coefficients)인 롤링 모멘트 계수(CLLB), 측력 계수(CY), 요우잉 모멘트 계수(CLNb)의 부호가 항공기 부근에서 Y 위치에 따라 변경됨을 볼 수 있다.

Figure 12는 항공기 받음각이 2도로 고정된 상태에서 일반폭탄의 피치각에 따라 변화하는 간섭 공력계수 결과를 보여준다. 피치각 ±10도의 범위에서는 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과가 유사하나, 피치각 +20도 이상에서는 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과의 차이가 크게 발생함을 보여준다. 특히, 횡축 방향 공력계수들은 상당히 작은 범위의 변화 값을 가지나 종축 방향 공력계수들은 큰 범위의 변화 값을 가진다. 다만, 계수들의 절대값을 기준으로 할 경

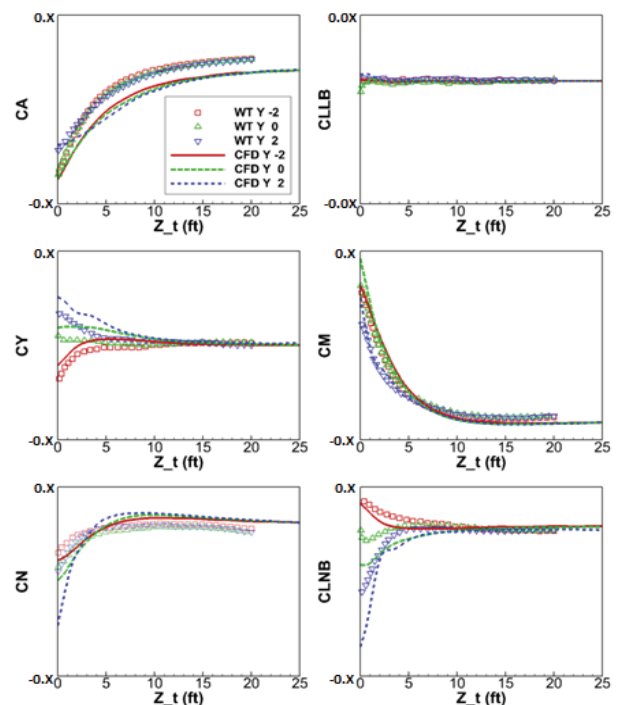


Fig. 11. Comparison of Flow Field Store Aerodynamic Coefficients between Wind Tunnel Test and Computation Fluid Dynamics Result for each Y position at X = -4 ft

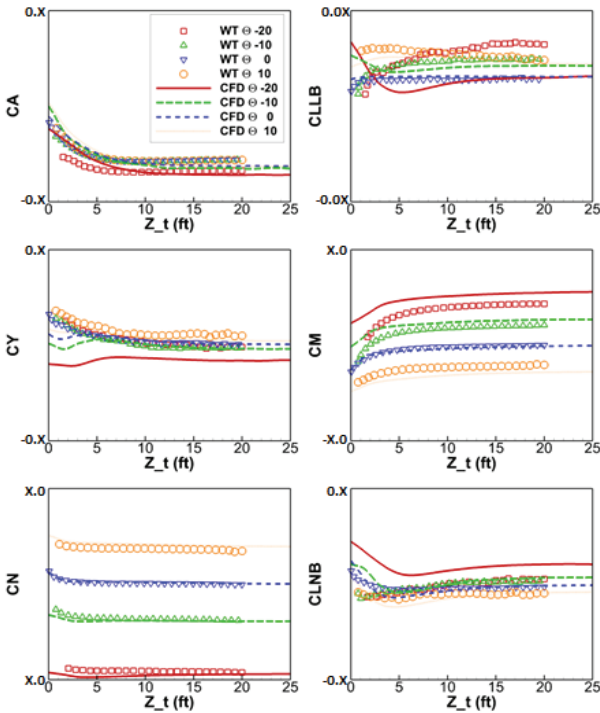


Fig. 12. Comparison of Flow Field Store Aerodynamic Coefficients between Wind Tunnel Test and Computation Fluid Dynamics Result for each Pitch Angle

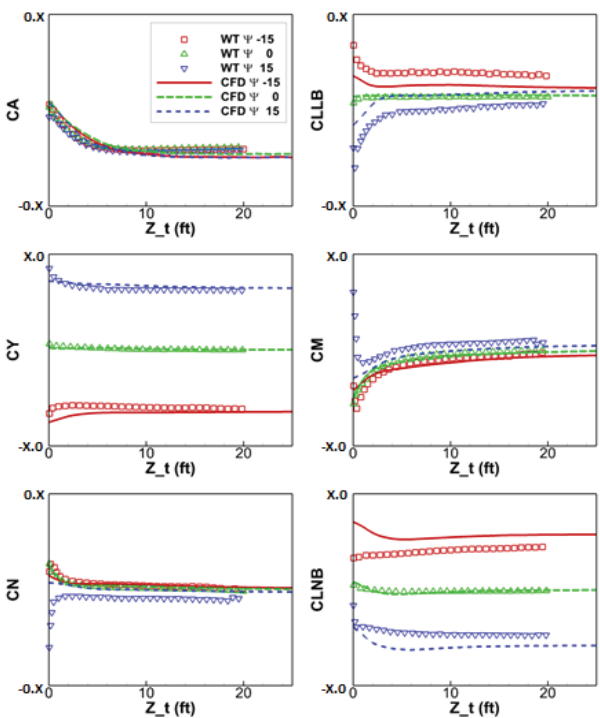


Fig. 13. Comparison of Flow Field Store Aerodynamic Coefficients between Wind Tunnel Test and Computation Fluid Dynamics Result for each Yaw Angle

우, 이러한 차이는 상당히 작은 범위의 값이다. 피칭 모멘트의 경우 피치각의 변화에 따른 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과의 차이는 모델 형상 차이에 의해 발생된다.

Figure 13는 항공기 받음각이 2도로 고정된 상태에서 일반폭탄의 요우각에 따라 변화하는 간섭 공력계수들의 비교 결과를 보여준다. 피치각을 변화시킨 경우와 유사하게 요우각의 변화함에 따라 종축 방향 공력 계수의 차이는 크지 않으나 횡축 방향 공력 계수의 차이는 크게 나타남을 볼 수 있다. 이 또한 풍동시험 결과와 전산유체해석 결과의 차이는 모델 형상 차이에 의한 것이다.

#### 2.4 6 자유도 외장분리 시뮬레이션 결과 및 비행시험 결과 비교

전산유체해석으로 획득한 일반폭탄의 6축 공력계수를 6 자유도 외장분리 시뮬레이션에 적용하기 위해 외장 공력 데이터베이스를 생성하였고 이를 기반으로 6 자유도 외장분리 해석을 수행하였다. 해석 결과를 검증하기 위하여 외장분리 풍동시험 결과를 기반으로 한 외장분리 시뮬레이션 결과와 전산유체해석 결과를 기반으로 한 외장분리 시뮬레이션 결과를 Table 4 조건의 외장분리 비행시험 결과와 비교하였다.

Figure 14에서 Fig. 17은 외장분리 비행시험 결과와 6 자유도 시뮬레이션 결과를 비교한 그림이다.

비행시험 결과, 풍동시험 및 전산유체해석 데이터베이스 기반의 6 자유도 외장 분리 시뮬레이션 결과를 비교하면 병진 운동 궤적은 잘 일치함을 볼 수 있으나 자세 변화에 차이가 있음을 볼 수 있다.

피치각 및 요우각 운동은 전산유체해석 6 자유도 외장분리 시뮬레이션 결과가 풍동시험 기반의 시뮬레이션 결과에 비해 각도 변화가 적어 더 안정적인 자세를 보여준다.

비행 시험 조건에 따라 풍동시험 결과를 기반으로 한 6 자유도 외장 시뮬레이션 결과가 좀 더 비행시험 결과와 일치하는 부분이 있거나 전산유체해석 결과를 기반으로 한 6 자유도 외장분리 시뮬레이션 결과와 일치하는 부분을 볼 수 있다. 실제 이러한 차이는 불확도 해석을 통한 궤적 분석을 통해 수용 가능한 범위에 있음을 분석할 필요가 있다.

Table 4. Flight Test Conditions

No.	Mach No.	Altitude [ft]	Angle of Attack [deg]	Angle of Sideslip [deg]	Load Factor [G]
1	0.90	5,120	1.00	0.00	1.10
2	0.90	10,445	0.97	0.12	0.96
3	0.90	9,847	0.45	0.19	0.32
4	0.90	4,678	3.00	0.75	4.07



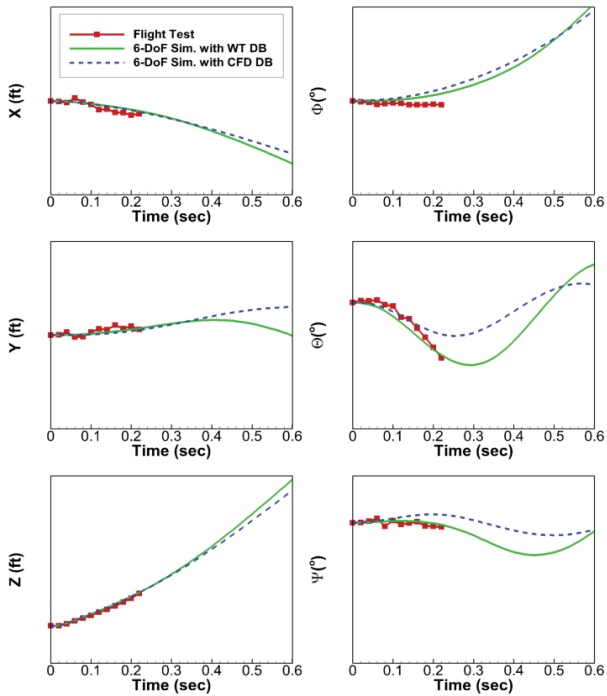


Fig. 14. Comparison of Trajectory from Flight Test and 6-DoF Simulation Result based on Wind Tunnel Test and Computational Fluid Dynamics at  $M=0.9$ , 5120(ft),  $AoA=1^\circ$ , 1.1G

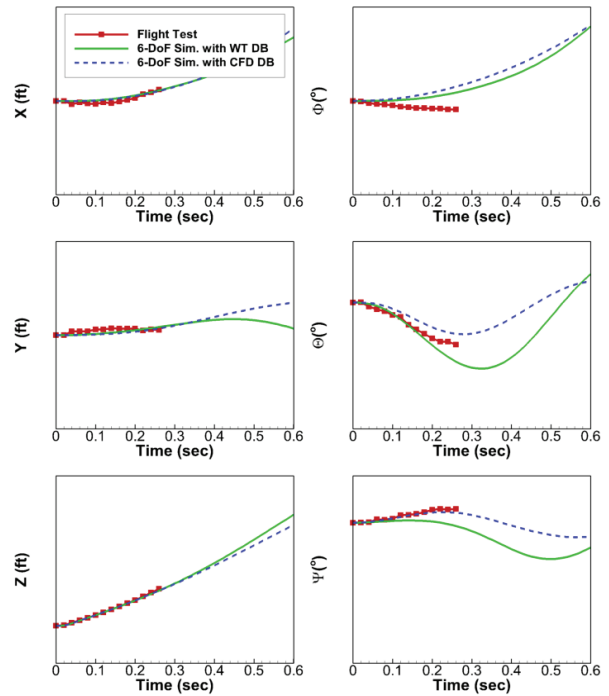


Fig. 16. Comparison of Trajectory from Flight Test and 6-DoF Simulation Result based on Wind Tunnel Test and Computational Fluid Dynamics at  $M=0.9$ , 9847 (ft),  $AoA=0.45^\circ$ , 0.32G

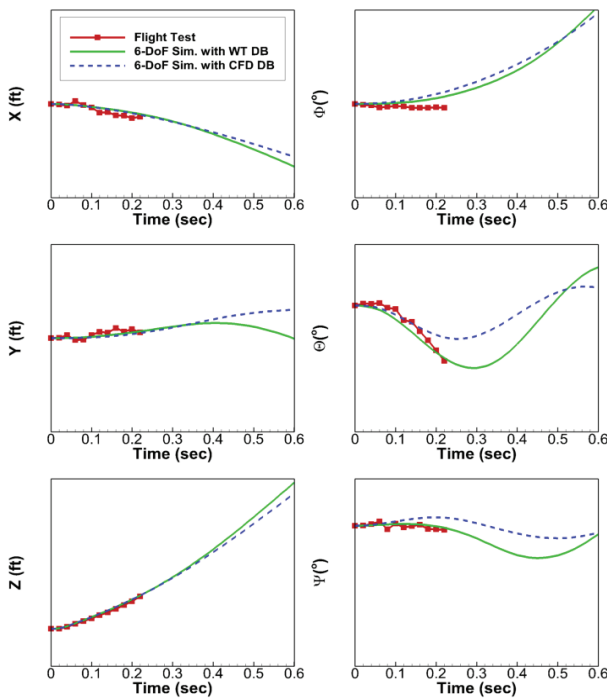


Fig. 15. Comparison of Trajectory from Flight Test and 6-DoF Simulation Result based on Wind Tunnel Test and Computational Fluid Dynamics at  $M=0.9$ , 10445(ft),  $AoA=0.97^\circ$ , 0.96G

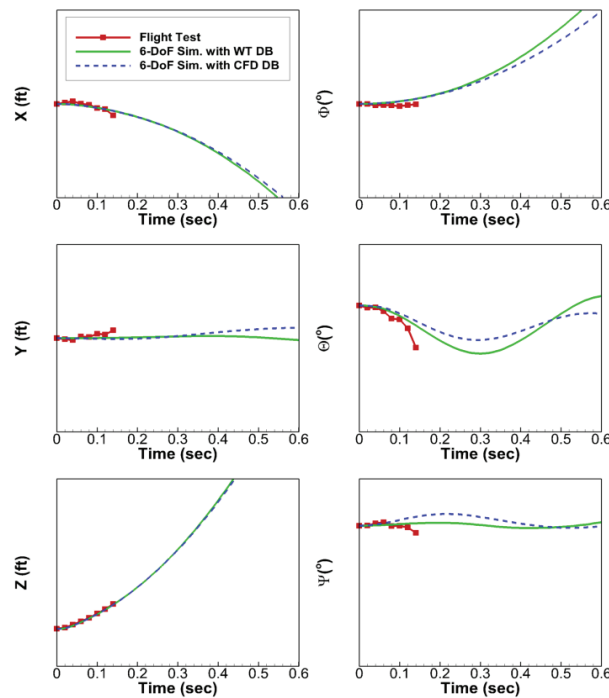


Fig. 17. Comparison of Trajectory from Flight Test and 6-DoF Simulation Result based on Wind Tunnel Test and Computational Fluid Dynamics at  $M=0.9$ , 4678(ft),  $AoA=3.00^\circ$ , 4.07G

### III. 결 론

외장분리 풍동시험과 동일한 기법을 적용하여 전산유체해석으로 외장의 간섭 공력 계수를 획득하였다. 전산유체해석은 전통적인 정상상태 해석이 아닌, 위치 및 자세 변화에 하모닉 방정식을 적용한 비정상상태 해석을 사용하였다.

전산유체해석으로 획득한 6축 공력계수는 풍동시험 결과와의 일부 차이는 발생하나 해당 공력계수를 기반으로 구축한 데이터베이스를 사용하여 6 자유도 외장분리 시뮬레이션을 수행하여 획득한 외장의 병진 운동 궤적의 차이는 비행시험 결과와 잘 일치함을 볼 수 있었다. 각 운동 궤적은 비행시험 조건에 따라 일부 차이는 있으나 전체적인 외장 안전분리 안전성을 평가하는 데 적절한 수준으로 판단된다.

따라서 하모닉 방정식을 적용한 비정상상태 전산유체해석 기법을 사용하여 외장분리 풍동시험과 동일한 방식으로 6 자유도 시뮬레이션을 위한 공력 데이터베이스 구축이 가능함을 알 수 있다.

### References

- 1) Keen, K. S., Morget, C. H., Langham, T. F. and Baker, Jr. W. B., "Trajectory Simulations Should Match Flight Test and Other Lessons Learned in 30 Years of Store-Separation Analysis," *Proceeding of 47<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA 2009-99, 5-8 January 2009, Orlando, Florida.
- 2) Davis, M. B., Welterlen, T. J. and Corfeld, K. J., "Minimized Domain CFD for Store Separation," AIAA 2003-1245, *41<sup>st</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 6-9 January 2003, Reno, Nevada.
- 3) Son, C. H. and Seo, S. E., "Store Separation Analysis of Flow Angularity Wind Tunnel Test Technique using CFD (1)," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 4510, 10-20, 2017.
- 4) <http://heli-air.net/2016/04/24/measurements-of-aerodynamic-forces/>, Figure 7.13, visited 10 July 2020.
- 5) Maddox, A. R., "Store Separation Trajectory Analysis," *Journal of Aircraft*, Vol. 17, No. 11, 1980, pp. 769~773.
- 6) Jiang, L. Y., Tang, F. C., Benmeddour, A. and Fortin F., "Sting Effect on Store Cative Loads," 39<sup>th</sup> AIAA-2001-0575, *AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 8-11 January 2001, Reno, Nevada.
- 7) Hallberg, E., Ray, E. and Fitzwater, R., "Store Separation Trajectory Simulation for the High Speed Anti-radiation Demonstrator (HSAD) Program," AIAA-2006-460.
- 8) Perillo, S. R. and Atkins, D. J., "Challenges and Emerging Trends in Store Separation Engineering - an Air Force SEEK EAGLE Office Perspective," *Proceeding of 47<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA 2009-101, 5-8 January 2009.
- 9) <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>, visited 10 July 2020.
- 10) Lee, J. M., Dunworth, K. S., Rizk, M., Westmoreland, W. S. and Atkins, D. J., "Studies of Combined Use of CFD and Wind Tunnel Test Approaches to Simulate a Store Separation from F-15E Using Efficient CFD Database Generation," *Proceeding of 22<sup>nd</sup> Applied Aerodynamics Conference and Exhibit*, AIAA 2004-4724, August 16-19, 2004, Providence, Rhode Island.