

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(1), 10-20(2017)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.1.10

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

CFD를 활용한 Flow Angularity 풍동시험기법의 외장분리 해석(1)

손창현*, 서성은**

Store Separation Analysis of Flow Angularity Wind Tunnel Test
Technique using CFD (1)

Chang-Hyeon Son* and Sung-Eun Seo**

Korea Aerospace Industries, LTD.

ABSTRACT

This study presents the feasibility of CFD(computational fluid dynamic) analysis using the flow angularity wind tunnel test technique. The CFD analyzed data by the flow angularity technique has been constructed as the database to get store trajectories by 6-DOF simulation. The database has been checked out store aerodynamic coefficients by the analyses at each position under wing. After that process, the simulated trajectories by database have been compared with the store trajectories by CTS(Captive Trajectory Simulation) of CFD. The trajectories provided by the database of flow angularity have a good agreement with the store trajectories by CFD.

초 록

본 연구는 기존 Flow Angularity 장착물 분리 풍동시험 기법을 전산유체해석(Computational Fluid Dynamics)에 적용하여 해석 결과로부터 유동각 데이터베이스를 구성하고 6자유도 분리 궤적 해석한 결과를 전산유체해석의 CTS(Captive Trajectory Simulation) 해석 결과와 비교하여 CFD 해석 기법의 적용 가능성을 확인 한 것이다. Flow Angularity 기법의 전산유체해석 결과는 항공기와 외장간의 각 위치들에서 획득된 공력계수 데이터와 비교하여 데이터의 적절성을 확인하였다. 또한 Flow Angularity 기법으로 획득된 전산유체해석 데이터로부터 획득된 6자유도 외장 분리 궤적과 전산유체해석으로 해석한 CTS 외장 분리 궤적을 비교하여 해석 기법의 적용 가능성을 확인하였다.

Key Words : Store Separation(외장 분리), Flow Angularity(유동각), 6DOF(6자유도), CFD(전산유체해석), CTS(Captive Trajectory Simulation)

1. 서 론

근래 국가 혹은 지역 간의 분쟁 양상이 바뀌면서 분쟁 지역을 효율적으로 지원하기 위해 운

용비용이 많이 드는 고속 항공기보다 비용이 적게 드는 저속 항공기의 활용도가 높아지게 되었다.

이런 환경으로 인해 분쟁 지역을 지원할 무장

† Received : October 25, 2016 Revised : December 21, 2016 Accepted : December 24, 2016

* Corresponding author, E-mail : aeroson@koreaero.com

장착 저속 항공기 수요가 증가하고 있으나 적합한 저속 항공기는 대부분 제한된 무장 능력을 가지거나 훈련기로 운용되고 있는 실정이다. 저속 항공기 무장화 요구가 증가함에 따라 기존 저속 항공기에 새로운 무장을 장착하는 개조개발이 점차적으로 증가하게 되었다[1].

일반적인 항공기/외장 장착 적합성 검증은 전산유체해석을 활용한 해석[2,3] 또는 장착물 분리 풍동시험에서 외장 분리 안전성을 해석한 후 비행시험을 통해 검증한다[4,5].

항공기 외부에 장착된 장착물의 안전 분리 해석은 대부분 장착물 분리 풍동시험의 결과로부터 획득되어 왔으며 최근에는 발전된 하드웨어와 시험결과에 부합하는 수준의 해석결과를 계산할 수 있는 전산유체해석 소프트웨어를 활용하여 외장 안전 분리 해석을 수행하고 있다[6].

Figure 1~3은 외장분리 해석에 적용되는 3가지 장착물 분리 풍동시험 방법을 보여 주고 있다. Fig. 1은 동적 상사 모델을 직접 투하하는 방식의 장착물 분리 풍동시험이다[7]. 외장 모델은 모델 스케일과 중력을 고려하여 동적 상사성(Dynamic Similarity)을 가지도록 제작된다. Fig. 2는 Flow Angularity 방법으로 외장이 장착되는 항공기 주변의 유동장을 측정하여 6자유도 해석 데이터인 유동각을 측정하는 기법이다[1]. Fig. 3은 항공기의 외장 장착 형상에서 외장의 공력 데이터를 획득하여 6자유도 계산으로 위치를 예측한 뒤 외장을 옮기는 과정을 반복적으로 수행함으로써 외장의 궤적을 획득하는 on-line 시뮬레이션의 CTS(Captive Trajectory Simulation) 방법과 off-line 시뮬레이션을 위해 날개 아래 여러 위치에서 외장의 공력 데이터베이스 데이터를 확보하는 Grid Survey 기법이다. 이들 기법들은 각각 Dynamically Scaled Drop, Flow Angularity, CTS, Grid Survey 시험 기법으로 알려져 있다.

이외 해석 방법들로서는 위 방법의 데이터 획득에 걸리는 시간을 줄이기 위해 기존 데이터를 활용하거나 해석 시간을 줄이는 효율적인 방법들이 있다.

이들 방법으로는 기존 풍동시험 자료에서 유사한 형상의 외장에 대해 기존 외장의 간섭 효과를 반영하는 IFM(Influence Function Method) 방법[8], 해석 시간이 많이 필요한 고차원적인 해석 방법 대신 해석 시간이 짧은 패널 공력해석으로 외장의 공력특성과 간섭 효과를 반영하는 FLIP TGP(Flow-field Loads Influence Prediction Trajectory Generation Program) 방법[9,10] 그리고 전산유체 해석 도메인을 최소화하여 해석 시

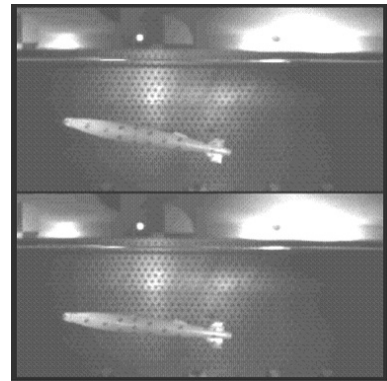


Fig. 1. Dynamically Scaled Drop Wind Tunnel Test

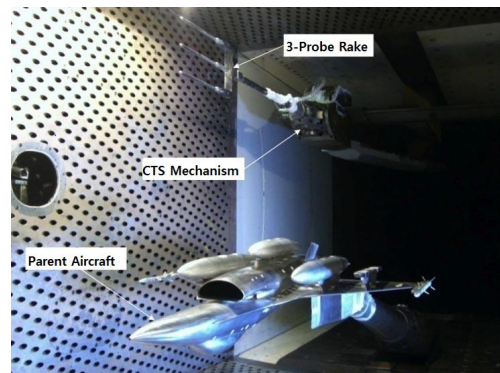


Fig. 2. Flow Angularity Wind Tunnel Test

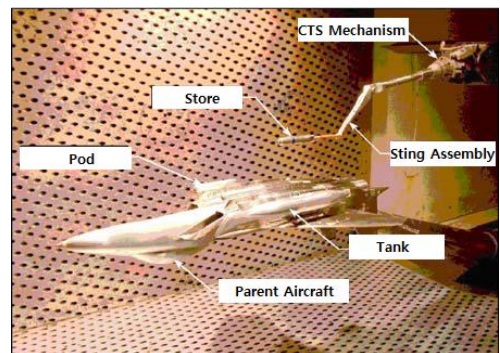


Fig. 3. Grid Survey Wind Tunnel Test

간을 최소화한 Minimized Domain 방법[11]등이 있으며, 또한 외장의 장착하중으로부터 항공기와 외장간의 간섭효과를 반영하고자 하는 연구[12]와 기존 풍동시험 방법을 효율적으로 적용하고자 연구들[13, 14]이 있다.

본 논문에서는 이러한 효율적인 외장분리 해석 방법과 연구들을 참조하여 비용이 많이 소요

되는 풍동시험과 시간이 많이 소요되는 전산유체 해석의 단점을 최소화할 수 있는 방법으로 Flow Angularity 시험 기법의 전산유체해석을 적용하여 비용과 시간을 줄일 수 있는 외장분리 해석 방법을 연구하여 그 적용 가능성을 확인하고자 하는 것이다.

II. 본 론

2.1 다양한 외장분리 해석 기법

Flow Angularity 풍동시험 기법은 외장 분리 해석 연구에서 초창기 풍동 시험 방법으로 적용되었고 현재도 안전 분리 판단을 위해 유용하게 적용되고 있다[15].

Figure 4는 F-4C 항공기에 장착되는 파일런 아래 영역의 총축면(Y-Z평면, Buttock Line vs. Water Line)에서 Flow Angularity를 속도 벡터로 나타낸 풍동시험 결과이다. 파일런 아래에서 속도 성분은 날개에 가까울수록 날개 아래쪽과 날개 끝단(Wing-tip)방향으로 유동이 크게 형성됨을 볼 수 있다.

유동 변화로 발생하는 외장의 공력 효과는 항공기 간섭이 없을 때의 공력 효과와 유동의 변화량에 따른 공력 효과가 함께 작용한다. 따라서, 외장의 공력 효과는 외장에 작용하는 자유흐름 속도(V_{inf})의 영향과 교란된 속도의 영향으로 분해 할 수 있다.

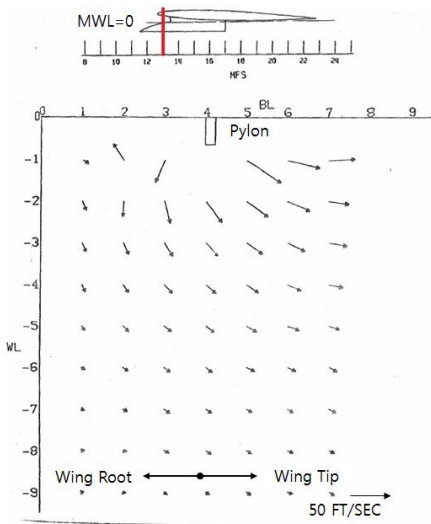


Fig. 4. Velocity Components of Flow Field around F-4C Inboard Pylon at MFS=13inch[15]

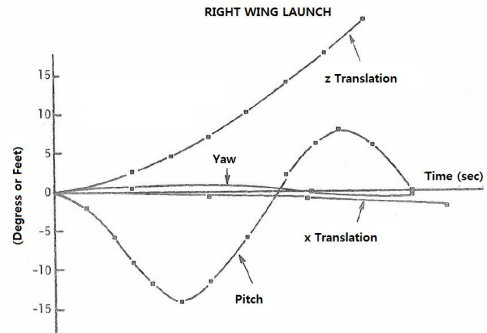


Fig. 5. Result of 6DOF Analysis for MK-84 from F-4C Inboard Pylon[15]

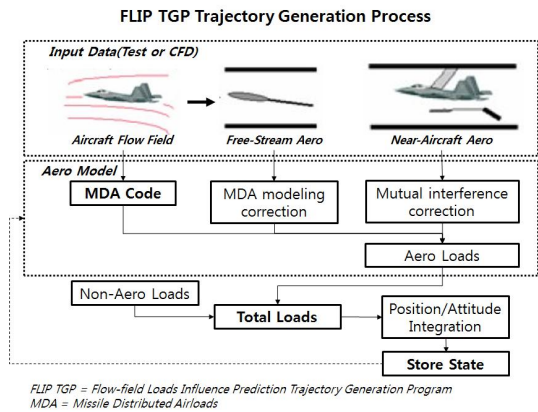


Fig. 6. FLIP TGP Process[6]

따라서, 항공기 날개 아래에서 분리되는 외장의 공력 데이터는 자유흐름 속도의 공력 데이터와 교란에 의한 공력 데이터로부터 외장 전체 공력 하중을 계산하여 6자유도 궤적 시뮬레이션 해석이 가능하다.

Figure 5는 풍동시험에서 획득된 Flow Angularity 결과로부터 추출된 유동 각을 외장의 공력계수에 반영하여 6자유도 궤적을 계산한 것으로서 F-4C에서 분리되는 MK-84의 분리 해석 결과를 보여주고 있다[15].

Figure 6은 6자유도 궤적 시뮬레이션 해석을 위한 외장의 공력계수를 획득하는 절차의 한 예이다. FLIP TGP(Flow-field Loads Influence Prediction Trajectory Generation Program) 절차는 외장의 공력 하중과 항공기 주변의 간섭 유동장의 공력 하중을 MDA(Missile Distributed Airloads) 해석 코드로부터 해석하여 획득 한 후 데이터 보정 과정을 거친 후 6자유도 외장분리 해석을 수행한다.

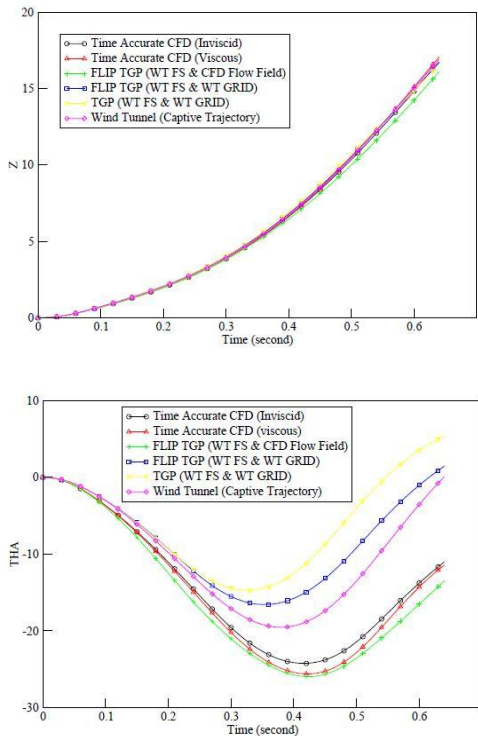


Fig. 7. Result of Store Separation Trajectories (M0.95/550KCAS, F-15E)[6]

Figure 7은 Lee, Dunworth, Rizk, Westmoreland 와 Atkins의 연구 결과이며[6], 다양한 방법으로 외장의 분리 궤적을 추출한 결과를 비교한 그림이다.

해석 비교 결과는 점성/비점성 유체에 대해 CFD를 적용한 외장 분리 궤적(Time Accurate CFD)들과 FLIP TGP 방법에서 외장 자체의 풍동 시험 결과(FS, Free Stream)와 CFD로 해석된 Flow Field 결과를 조합한 외장 분리 해석 결과(CFD Flow Field), 풍동시험에서 Grid 기법으로 Flow Field 영향을 획득한 외장 분리 궤적 해석 결과(WT GRID)를 각각 보여주고 있으며 장착물 분리 풍동시험에 의한 외장 자체 시험 결과와 Grid 기법의 Flow Field 데이터를 적용한 외장 분리 궤적 해석 결과(TGP) 그리고 풍동시험의 CTS 궤적 결과를 비교하여 보여주고 있다.

이들 궤적들의 Z-방향의 이동 궤적들은 거의 동일한 궤적을 가지는 것을 보여주고 있으며 피치 자세는 각 적용 기법에 따라 차이를 가짐을 볼 수 있다. 전반적으로 CFD 해석 결과가 반영된 결과들이 다른 궤적들 보다 피치각이 더 크게 예측됨을 볼 수 있다.

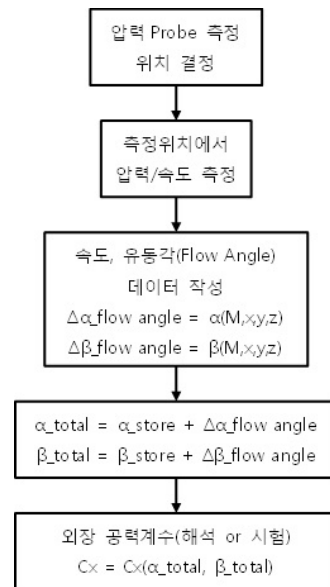


Fig. 8. Process of acquiring aerodynamic coefficients from Flow Angularity Data

2.2 Flow Angularity 풍동시험 기법

Flow Angularity 풍동 시험은 Fig. 2과 같이 분리될 외장이 장착되는 주위 유동장의 유동각을 측정하여 외장에 작용하는 공력 계수를 유추하는 기법이다[1].

이 기법은 외장 자체의 공력계수를 측정하는 시험(FS, Free Stream)이 먼저 수행되며 유속과 외장 자세에 따른 외장 공력계수를 측정한다. Flow Angularity 기법은 외장이 장착된 항공기 주변의 유동장을 5공 압력 프로브(5-hole pressure probe)로 분리되는 외장이 지나갈 공간 영역을 격자 구역으로 나누어 각 지점에서 속도, 압력장(velocity & pressure field)을 측정한 후, 각 격자점 위치들에서의 압력차로부터 속도 증분값을 계산하여 이를 속도 증분 벡터 성분으로 작성한다.

속도 증분 벡터 성분은 6자유도 장착물 분리 해석에서 분리되는 외장에 작용하는 받음각($\Delta V_z/V_{inf}$)과 옆미끄럼각의 증분값($\Delta V_y/V_{inf}$)으로 입력되어 외장에 작용하는 공력하중으로 계산 된다. Fig. 8에서 속도 증분 벡터로부터 외장에 작용하는 공력계수를 구하는 과정을 보여주고 있다.

2.3 전산유체해석(CFD)을 활용한 Flow Angularity 기법 적용

앞서 살펴본 바와 같이, 항공기에 장착된 외장

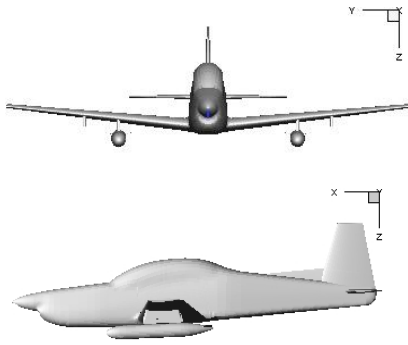


Fig. 9. Analysis Model for CFD Analysis of Flow Angularity Technique

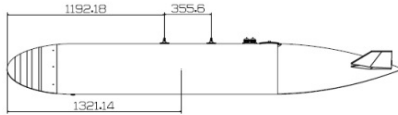


Fig. 10. External Fuel Tank

은 Flow Angularity 풍동시험 기법을 통해 외장 분리 궤적 예측이 가능하다. Stephen C. Korn은 Flow Angularity 풍동시험으로부터 장착 외장에 대한 분리 궤적을 예측하였다[15]. 그리고, J.M. Lee는 항공기 주변의 유동장과 외장의 공력계수를 풍동시험이나 해석 코드를 활용하여 획득하고 항공기와 외장의 상호 간섭에 의해 발생하는 공력하중을 수치 모델화하여 외장분리 해석에 반영하여 분리 궤적을 예측하였다[6].

본 연구에서는 외장의 공력계수와 더불어 항공기 형상에 의해 간섭받는 유동장(Flow Field)의 유동각(Flow Angle)을 CFD 해석으로 획득하여 외장의 분리 궤적을 예측하였다. 그리고 예측 결과는 CFD로 해석한 외장 분리 궤적과 비교하였다. CFD 해석 도구는 상용 해석 도구인 ANSYS Fluent를 사용하였다.

해석 대상은 저속 항공기와 항공기에 장착되는 외부 연료탱크이다.

Figure 9와 Fig. 10은 공력 해석에 적용될 항공기 형상과 외부 연료탱크 형상을 보여주고 있다.

2.3.1 외장 자체 공력특성 해석

외부 연료탱크의 공력특성 해석은 점성효과를 반영한 난류 조건에 대해 해석을 수행하였으며 해석 속도 조건은 표준 해면 고도에서 160kts(마하수 0.242)와 300kts(마하수 0.454) 두 가지 속도

에 대해 해석 수행하였다.

외장의 표면 격자는 Fig. 11과 같이 격자 민감도에 따른 해석 결과의 수렴성을 반영한 40,000여개의 비정렬격자로 구성하였으며, 외장 표면 주변은 Fig. 12와 같이 프리즘 격자를 적용하여 전체 계산 격자를 구성하였다. 난류 모델은 Standard k-ε 모델을 적용하였고 유동 해석 기법은 2차 풍상차분법의 Roe-FDS 기법을 적용하였다.

옆미끄럼각은 0도에서 +30도까지 10도 간격으로 해석한 후, 해석결과를 대칭면인 X-Z 평면에 대해 -30도 까지 확장하였다. 그리고, 받음각은 -10도에서 +45도까지 해석하였다.

Figure 13~14는 CFD로 해석한 외부 연료탱크의 6분력 공력계수이다. 낮은 받음각에서는 속도에 따른 차이가 크지 않지만 높은 받음각으로 갈수록 차이가 발생한다.

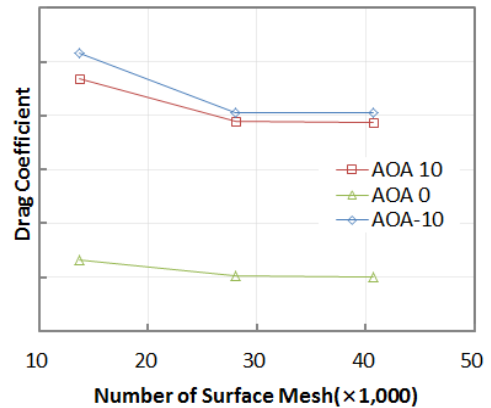


Fig. 11. Mesh Sensitivity of External Fuel Tank

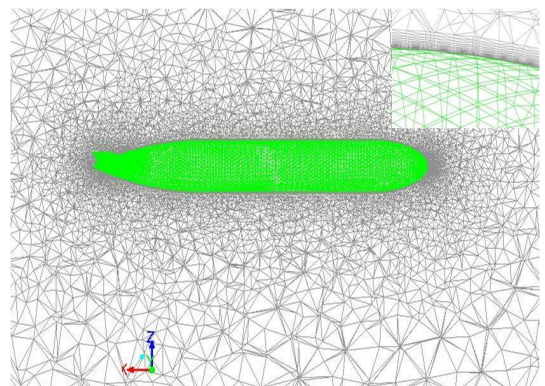


Fig. 12. Computational Mesh of External Fuel Tank[14]

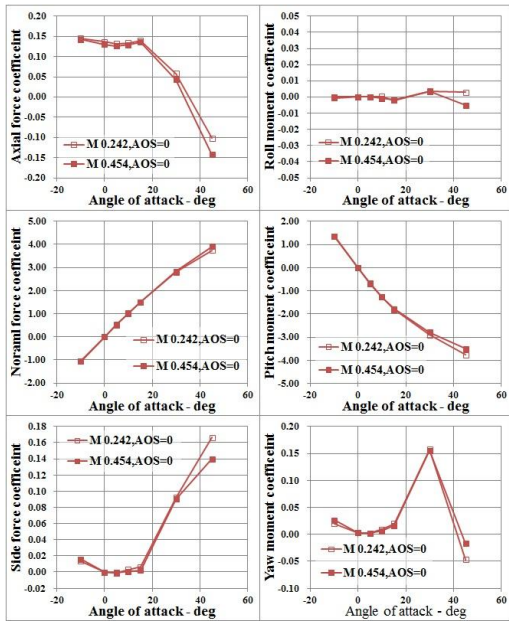


Fig. 13. Aerodynamic coefficients of store at AOS=0deg[14]

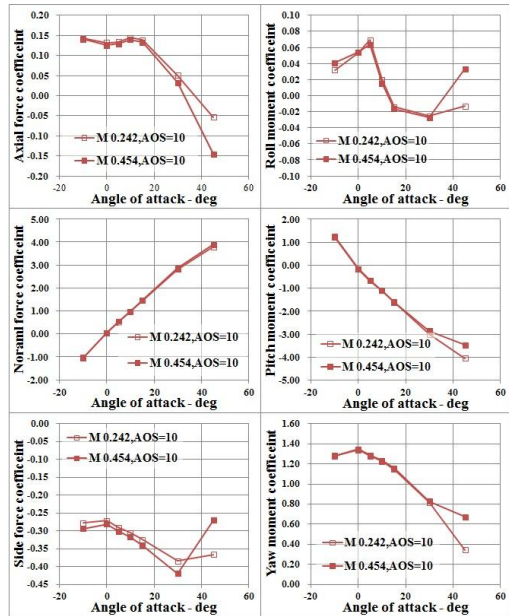


Fig. 14. Aerodynamic coefficients of store at AOS=10deg[14]

2.3.2 전기체 주위의 유동각을 획득하기 위한 Flow Angularity 해석

외장 장착 부근의 항공기 유동장은 풍동시험의 Flow Angularity 기법과 유사하게 유동장 측정 위치를 결정하고 CFD 해석을 수행하여 각 측

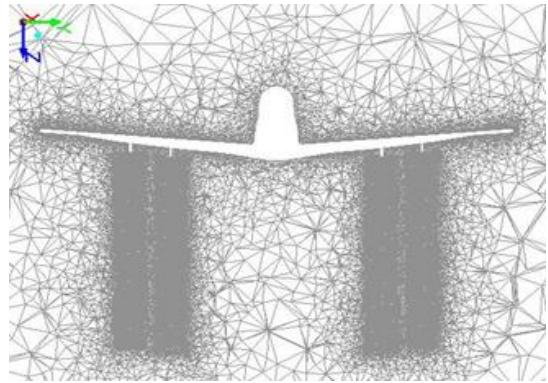


Fig. 15. Computational Mesh for Applying the Flow Angularity Technique[14]

정 위치들에서 속도와 유동각을 획득하였다.

Figure 15는 항공기 주변의 유동장을 계산하기 위해 작성한 격자 모델이다. 해석 표면 격자는 68,000여개를 적용하였으며 난류 모델은 Spalart-Allmaras 1-방정식 점성 모델을 적용하였고 유동 해석 기법은 2차 풍상차분법의 Roe-FDS 기법을 적용하였다.

해석 조건은 5가지의 속도 조건과 각 속도 조건에 따른 받음각에 대해 -5, 0, +5도의 옆미끄럼각에 대해 해석을 수행하였다. 해석 조건은 Table 1과 같다.

Figure 16은 CFD로 해석한 항공기 전기체의 양력 계수와 풍동시험의 양력 계수를 비교하였으며 비교 결과 전체적인 공력 특성은 유사한 경향을 가짐을 볼 수 있다.

Flow Angularity 기법은 전기체 혹은 외장에 작용하는 공력특성 보다는 각 형상에 의해 왜곡되는 항공기와 외장 주변의 공기흐름의 특성을 파악하는 것이 중요하다. 특히 데이터 측정 위치는 항공기에 장착된 외장이 분리 이후 지나 갈 것으로 예상되는 영역의 유동 특성을 파악하는 것이 더 중요하다. 그러므로 Flow Angularity 기법의 특성을 고려한 전기체 해석 격자는 Fig. 15

Table 1. Analysis conditions for acquiring store aerodynamic coefficients

SPEED		Angle of attack [deg]	Angle of side slip [deg]
KCAS	MACH		
90	0.136	13.0	-5.0 0.0 5.0
160	0.242	4.0	
210	0.317	2.0	
260	0.393	1.0	
300	0.454	0.5	

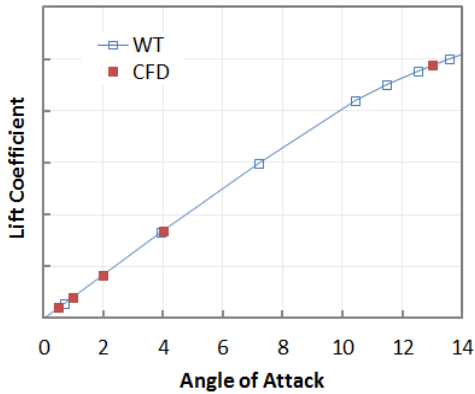


Fig. 16. Validation of the result of CFD

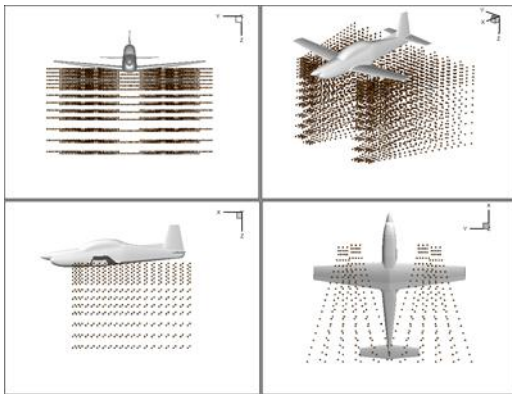


Fig. 17. Probes pattern for acquiring flow vector below the aircraft[14]

와 같이 날개 아래 파일런 부분에서부터 분리된 외장이 지나 갈 것으로 예상되는 영역에 조밀한 격자를 구성하였다.

유동각 측정 위치는 Flow Angularity 풍동 시험 기법의 Pre-scheduled Probe 위치와 유사하게 격자 계산 영역 내에서 Fig. 17과 같이 배치시켰다.

측정 위치는 항공기 날개 아래 부분의 영역에서 분리된 외장이 지나 갈 것으로 예상되는 영역에 배치시켰으며 측정 위치 사이의 데이터들은 선형 보간(Interpolation)을 통해 계산한다.

Flow Angularity 기법으로 획득된 데이터의 압력 분포 결과들은 Fig. 18~21과 같다. Fig. 18~20은 해석 조건의 각 속도 영역에서 압력 분포를 보여 주고 있다. 압력계수의 변화는 항공기의 파일런 부분에서 변화가 가장 크게 나타남을 볼 수 있다. 또한, 압력 계수의 변화는 높은 받음

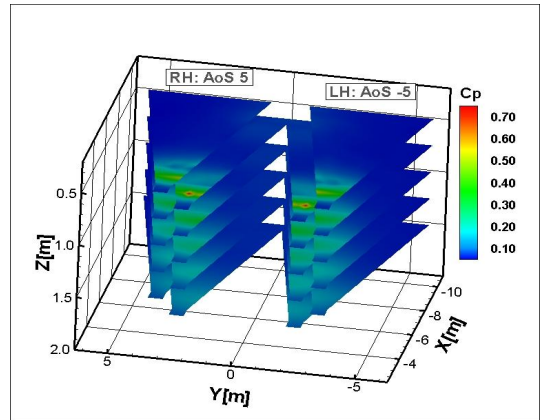


Fig. 18. Pressure coefficients contour at 90KCAS (left: AOS 5, right: AOS-5)[14]

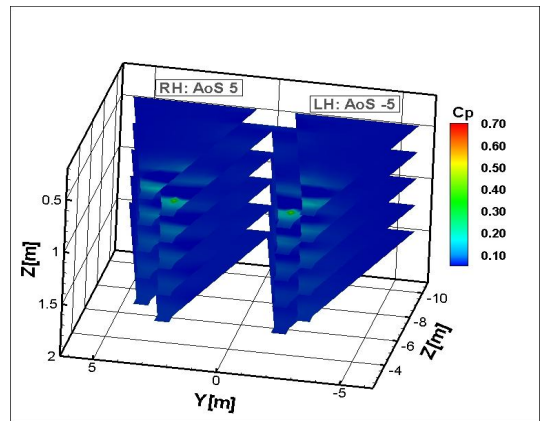


Fig. 19. Pressure coefficients contour at 160KCAS (left: AOS 5, right: AOS-5)[14]

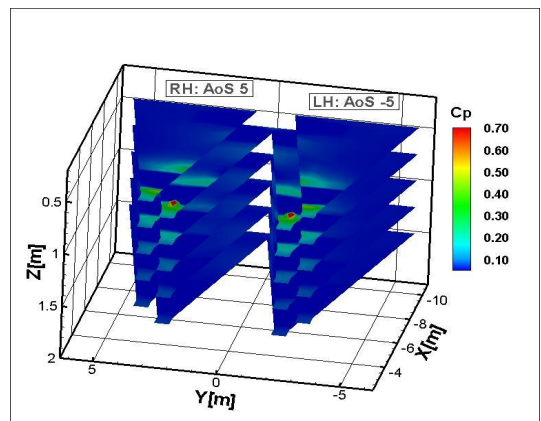


Fig. 20. Pressure coefficients contour at 300KCAS (left: AOS 5, right: AOS-5)[14]

각의 저속 영역에서 변화 영역이 더 큰 것을 볼 수 있다.

그리고, 각 그림들에서 압력 계수의 변화는 좌/우 동일한 크기의 옆미끄럼각 조건에서 대칭적인 모습을 볼 수 있다.

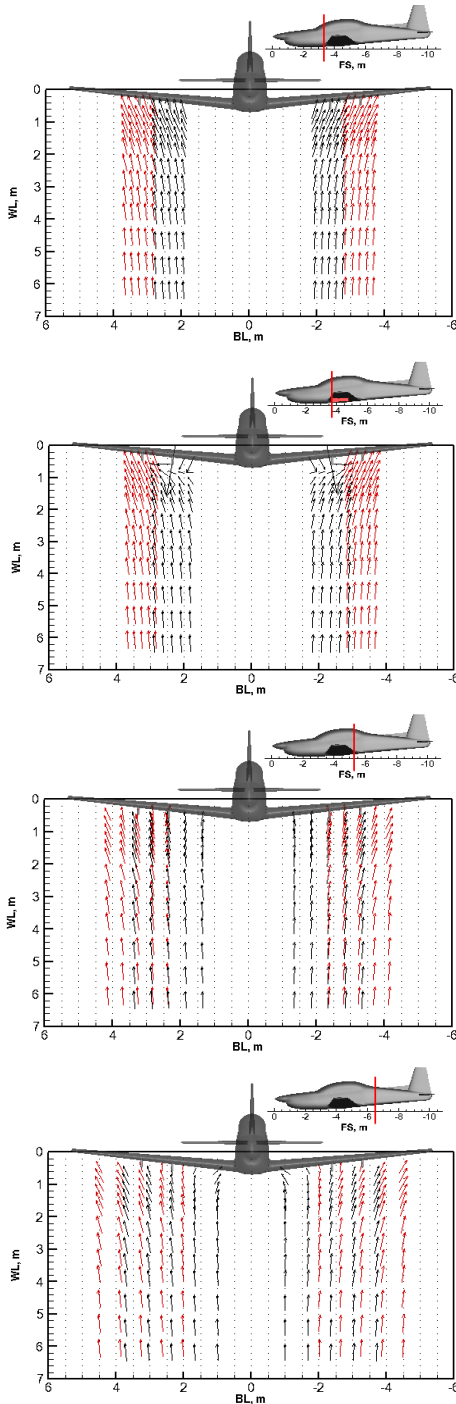


Fig. 21. Flow vector below the aircraft with fuselage sections at 160KCAS[14]

Figure 21은 항공기 종축면(Y-Z평면)에서의 속도 벡터를 볼 수 있다. 날개 앞전(Leading Edge) 부근 영역의 흐름 특성은 전체적으로 날개 끝단으로의 흐름을 가지며 날개 바로 아래에 그 크기가 큰 것을 볼 수 있다. 파일런의 앞전에서의 흐름 특성은 파일런에 의해 흐름의 변화가 상당히 크게 나타남을 볼 수 있다. 날개 뒷전(Trailing Edge)를 지난 영역에서의 흐름은 동체 주위에는 동체쪽으로 발생하는 흐름을 볼 수 있고 날개 중간 부분에서부터는 날개 끝단으로 발생하는 흐름을 볼 수 있다.

2.4 CFD 해석 공력계수 결과 비교

Figure 22는 항공기에 대한 외장의 Z방향으로의 위치를 나타낸 그림이며 각 위치는 외장의 직경[D]으로 배수로 나타내었다. 외장의 공력 해석은 1D, 2D, 3D, 5D, 7.5D, 10D, 15D 간격으로 수행하였다.

외장의 공력 해석결과(C_{x_store})와 Flow Angularity 기법에 의한 유동각 획득 결과($C_{x_fv_avg}$)를 토대로 외장의 위치에 따른 공력 계수를 비교한 결과는 Fig. 23~28과 같다.

Figure 23은 X축 방향 힘 공력계수(CA)를 비교한 그림으로 유동각에 의해 계산된 공력계수는 Z 위치에 관계없이 거의 동일한 값을 가진다. 이것은 X축 방향에 대해서 항공기와의 간섭이 없음을 의미한다. 즉, 유동각으로부터 도출될 공력 계수는 축방향에 대한 간섭 효과를 반영하지 못함을 의미하며 외장이 항공기 근방에서 항공기 길이 축 방향으로 이동이 크지 않게 된다.

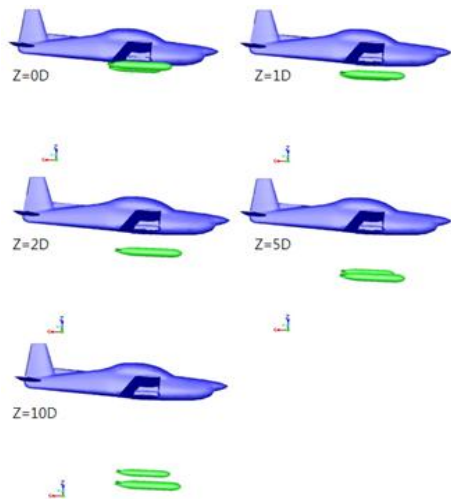


Fig. 22. Locations of store for acquiring aerodynamic coefficients [14]

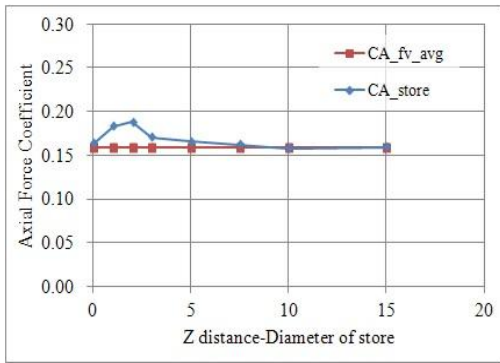


Fig. 23. Comparison of Axial Force Coefficient[14]

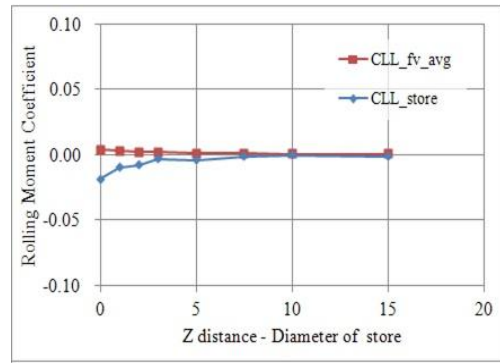


Fig. 26. Comparison of Rolling Moment Coefficient[14]

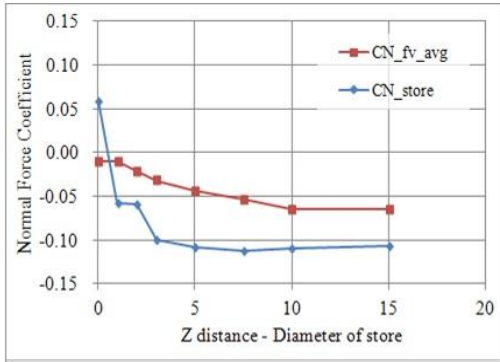


Fig. 24. Comparison of Normal Force Aerodynamic Coefficient[14]

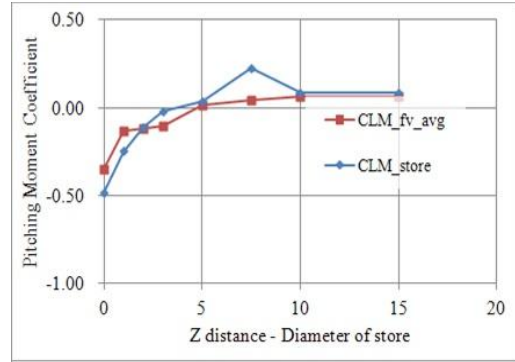


Fig. 27. Comparison of Pitching Moment Coefficient[14]

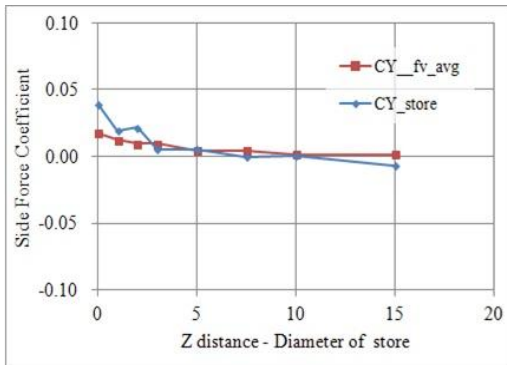


Fig. 25. Comparison of Side Force Coefficient[14]

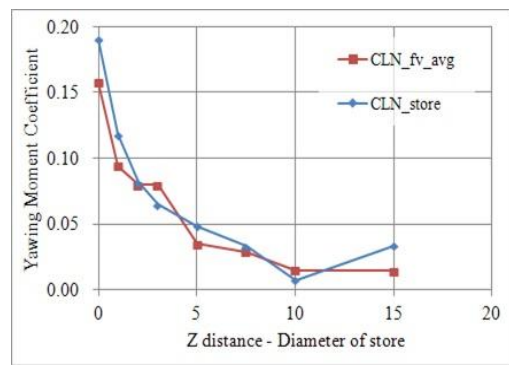


Fig. 28. Comparison of Yawing Moment Coefficient[14]

Figure 24는 Z축 방향 힘 공력계수(CN)를 비교한 그림으로 유동각에 의한 계산된 공력계수는 실제 위치 외장의 Z방향 공력계수에 비해 절대 값의 크기가 작음을 볼 수 있다. 즉, 이것은 Z 방향으로 작용하는 힘의 크기가 실제보다 작게 작용함을 의미한다.

Figure 25는 Y축 방향 힘 공력계수(CY)를 비교한 그림으로 유동각으로부터 계산된 공력계수와 실제 위치에서의 공력계수는 거의 유사한 수준을 가짐을 볼 수 있다. 항공기 근방에서의 차이는 외장이 항공기 안쪽 또는 바깥쪽으로의 이동이 크지 않게 된다.

Figure 26은 X축 방향 모멘트 공력계수(CI)를 비교한 그림으로 항공기에 근접한 부분에서 차이를 가짐을 볼 수 있다. 이 차이는 항공기 가까운 거리에서 발생하는 롤링 모멘트를 정확히 반영하지 못하는 단점이 있다.

Figure 27과 Fig. 28은 각각 Y축, Z축 방향 모멘트 공력계수(Cm, Cn)를 비교한 그림으로 유사한 수준의 공력계수를 가짐을 볼 수 있다.

따라서, Flow Angularity 기법으로 획득된 유동각으로 구성된 데이터베이스는 Fig. 24와 26의 공력계수의 차이로 인해 X축 방향에 대해 궤적에 대해 계산 오차를 가지며 Z축 방향의 궤적에 대해 실제보다 작게 예측할 수 있다.

Figure 24로부터 Z축 방향 힘 계수가 가장 큰 차이를 가짐을 볼 수 있고 이 차이는 분리되는 외장의 궤적 중 Z 방향 궤적에 가장 큰 영향을 끼칠 것으로 예상된다.

나머지 공력 계수들은 약간의 차이를 가지므로 분리 궤적에 큰 영향을 끼치지 않음을 예상할 수 있다. 이런 차이가 발생하는 부분은 CTS 궤적 해석 결과와 유동각 데이터베이스로부터 해석된 외장 분리 궤적 해석 결과의 비교를 통해 보정되어야 할 부분이다.

6분력 계수의 보정은 항공기에 장착된 외장에 작용하는 공력하중에서 외장 자체의 공력하중을 제한 증분 공력 하중으로 보정한다.

Figure 29는 전산유체해석으로 해석한 Flow Angularity의 유동각 데이터베이스로부터 해석된 외장의 6자유도 외장분리 궤적 시뮬레이션 결과와 전산유체해석으로부터 획득된 CTS 시뮬레이션 결과를 비교한 그림이다.

밝은 부분의 외장은 Flow Angularity 해석 결과를 적용한 외장 분리 해석 결과이고 어두운 부분의 외장은 CFD의 CTS(Captive Trajectory Simulation) 외장분리 해석 결과이다.

비교 결과, 두 결과의 분리 궤적은 분리 특성이 유사함을 볼 수 있다. 유동각 데이터베이스를 적용한 분리 궤적 해석 결과는 전산유체해석 결과와 유사함을 볼 수 있다. 이것은 Fig. 23의 수직력(CN)의 차이를 장착 하중의 증분 값으로 보정하여 거의 비슷한 궤적을 가짐을 볼 수 있다. 그리고, 롤링 모멘트에 대한 보상이 거의 없기 때문에 전산 유체해석 결과의 자세와 차이를 보여 주고 있다.

Figure 29의 해석 결과 차이는 전산유체해석 CTS 결과의 경우 외장의 궤적을 예측하기 위해 외장에 작용하는 공력 하중을 적용하여 궤적을 계산하지만, Flow Angularity 해석 결과의 유동각 데이터베이스 해석 결과는 외장에 작용하는

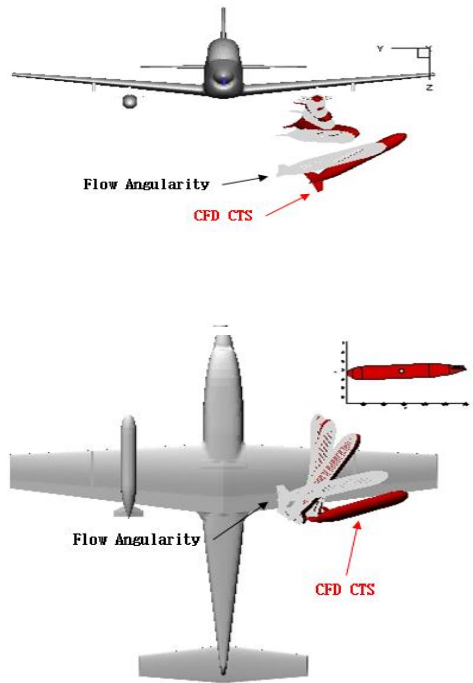


Fig. 29. Comparison 6DOF analysis result using flow vector database vs. CFD result

힘이 아니라 항공기의 형상에 의해 교란된 유동 벡터들로부터 해석된 유동각을 반영하여 유동각 증분에 대한 공력하중 증분 값이 반영되어 궤적 해석에 적용하기 때문이다.

따라서, 두 방법에서 계산된 궤적의 차이는 적용되는 데이터 획득의 방법적 특성에 의해 발생하는 부분이라 볼 수 있다.

이러한 차이를 가지지만 Flow Angularity 해석 결과의 유동각 데이터베이스는 전산해석결과 그리고 비행시험 결과와 비교를 통해 분리 궤적의 정확성을 보완할 경우, 저속 항공기에서의 외장 안전 분리 영역 해석에 충분히 적용 가능한 방법으로 예상된다.

뿐만 아니라, 이 방법은 외장 장착 적합성에 대한 초기 가능성 검토 단계에서 외장 안전 분리 초기 해석 도구로 적용 가능하며 다양한 비행조건 및 외장 장착 조건들에 대해 전산유체해석 CTS 기법의 6자유도 해석 보다 더 빠르고 효율적인 적용이 가능할 것이다.

III. 결 론

본 연구에서는 기존 Flow Angularity 풍동시험 기법을 전산유체해석으로 해석하여 유동각에

대한 데이터베이스를 구축한 후 6자유도 분리 궤적 해석에 적용하였다.

CFD로 해석된 Flow Angularity 데이터를 외장의 위치에 따른 해석 결과와 비교하여 공력 하중의 차이를 확인하였으며 Flow Angularity 기법은 항공기와 외장 간의 공력 간섭 효과 (mutual interaction effect)는 Z축 방향 힘 계수가 가장 큰 차이를 가짐을 볼 수 있었다.

이런 차이를 외장의 장착상태에서 작용하는 공력하중을 바탕으로 6분력 공력계수를 보정하였고 보정 결과를 다시 CTS 결과와 비교하였을 때 비교 결과가 정확하게 일치하지는 않으나 전체적 분리 특성은 유사함을 볼 수 있었다.

그러므로, 본 연구의 전산 유체 해석의 Flow Angularity 기법은 기존 풍동시험의 Flow Angularity 기법의 비용 요소를 줄일 수 있을 것으로 판단되며 전산유체 해석을 통한 외장분리 해석을 효과적으로 수행할 수 있을 것으로 판단된다.

References

- 1) Perillo, S. R., and Atkins, D. J., "Challenges and Emerging Trends in Store Separation Engineering - an Air Force SEEK EAGLE Office Perspective", 47th Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper, 2009-101, Jan. 2009, pp 6-7.
- 2) Lee, S. S., Kim, S. J., Kim, M. S., "Analysis and Flight Test of XKO-1 Store Separation," Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Science, Vol.32. No.5, 2004, pp 24-29.
- 3) Jeong, H. S. Yoon., Y. H., Lee, S. H., " A Study on CFD Simulation of Aircraft Store Separation," Proceedings of KSAS 2007 Fall Conference, 2007, pp 152-155.
- 4) Kim, S. J., Kang, I. M., Kim, N. G., Lee, S. S., Kim, M. S., "Separation Analysis and Flight Test of Wing Deploy Store," Proceedings of KSAS 2008 Spring Conference, 2008, pp 566-569.
- 5) Kim, B. K., Lee, S. S., Kim, S. J., Kang, I. M., Kim, M. S., "Separation Analysis of a Store with Deployable Wings," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol.35, No.5, 2007, pp 381-389.
- 6) Lee, J. M., Dunworth, K. S., Westmoreland, W. S., 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," 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, AIAA Paper 2004-4724, Aug. 2004, pp 7-9.
- 7) Johnson, R. A., Stanek, M. J. and Grove, J. E., "Store Separation Trajectory Deviations Due to Unsteady Weapon Bay Aerodynamics," 46th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2008-188, Jan. 2008., pp 8-14.
- 8) Meyer, R., Cenko, A. and Yaros, S., "An Influence Function Method for Prediction Store Aerodynamic Characteristics During Weapon Separation," ADA111777, Mar. 1982, pp I-331 - I-346.
- 9) Morgret, C. H., Smith, M. E., and Moore, D. A., "The FLIP 4 Store-Separation Trajectory Simulation Code," Proceedings of the 47th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2009-0100, Jan. 2009, pp 4-12.
- 10) Smith, M. E., Carter, R. E., Integration of the AIM-9X Autopilot Into the FLIP 4 Store Separation Simulation Software," U.S. Air Force T&E Days 2010, AIAA Paper 2010-1737, Feb. 2010, pp 2-4.
- 11) Davis, M. B., Welterlen, T. J. & Corfeld, K. J., "Minimized Domain CFD for Store Separation," 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2003-1245, Jan 2003, pp 2-4.
- 12) Yang, H. D., Kim, H. K., Lee, I. W., "Applicability of Store Load Data to Store Separation Analysis," Proceedings of KSAS 2004 Spring Conference, 2004, pp 143-147.
- 13) Donegan, T.L. and Fox, J.H., "Analysis of Store Trajectories from Tactical Fighter Aircraft," 29th Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 91-0183, Jan. 1991., pp 1-11.
- 14) Son, C. H., Seo, S. E., Han, G. H., "Application of the flow vector around aircraft for stores separation analysis", Proceedings of KSAS 2015 Fall Conference, 2015, pp.70~73.
- 15) Korn, S. C., "Validation and Expansion of the Flow Angularity Technique for Predicting Store Separation Trajectories," Air Force Armament Laboratory, AFATL-TR-72-184, Sep. 1972, pp 1-91.