



전투기 형상의 외부 장착물과 꼬리 날개 공력 간섭에 대한 수치적 연구

김민재,¹ 권오준,^{*2} 김지홍³

NUMERICAL SIMULATION OF THE INTERFERENCE EFFECT OF EXTERNAL STORES AND TAIL WING SURFACES OF A GENERIC FIGHTER AIRCRAFT

M.J. Kim,¹ O.J. Kwon^{*2} and J.H. Kim³

A three-dimensional inviscid flow solver has been developed based on unstructured meshes for the simulation of steady and unsteady flowfields around a generic fighter aircraft and for the investigation of the aerodynamic interference between the external stores and the tail surfaces. The flow solver is based on a vertex-centered finite-volume method and an implicit point Gauss-Seidel relaxation scheme. To validate the flow solver, calculations were made for a steady flow and the computed results were compared with experimental data. An unsteady time-accurate computation of the generic fighter aircraft with external stores at transonic flight conditions showed that the external stores cause undesirable vibration on the horizontal tail surface due to the mutual interference between their wake and the horizontal tail surface. It was shown that downward deflection of the trailing edge flap significantly reduces the undesirable interference effect.

Key Words : 비정렬격자(Unstructured Mesh), 외부 장착물(External Stores), 수평꼬리날개(Horizontal Tail), 공력 간섭(Aerodynamic Interference)

1. 서 론

전투기는 일반적으로 임무수행 요구조건에 따라 다양한 형태의 무장 및 외부 장착물을 탑재한다. 기존 전투기 형상에 대한 외부 장착물의 추가는 전체적인 공력 특성의 변화를 불러올 수 있으며 이로 인해 비행 성능 및 조종 안정성의 변화가 수반되고 이에 따른 시스템 개조가 수반될 수 있다. 특히, 외부 장착물은 주 날개에 충격파와 같은 유동 현상을 발생시키며 주 날개의 공력 특성을 변화시킬 뿐만 아니라, 외부 장착물의 형상에 따라 외부 장착물 간의 복잡한 유동 현상도 발생할 수 있다. 또한, 이 과정에서 결과적으로 생성된 후류는 꼬리날개 주위에 지속적으로 비정상적인 유동 현상을 야기시키며 꼬리날개의 구조적인 안정성을 저해시킬 수 있다. 더욱이 초음속 기동을 하는 전투기에 대해서는 외부 장착물

의 형상과 개수 및 장착위치에 따라 주 날개와 외부 장착물 간에 발생하는 유동 현상은 심각하게 변화될 수 있으며, 이에 따른 꼬리날개와의 간섭 현상은 더욱 심각해질 수 있다. 따라서 요구되는 다양한 외부 장착물 형상에 대한 공력 성능 예측 및 유동 특성 파악에 관한 연구는 외부 장착물을 포함하는 새로운 항공기를 설계하는 단계에서는 필수적인 요소가 된다.

공력 간섭에 의한 꼬리날개의 진동문제는 F-series 전투기들에 대해 잘 알려져 있다. 특히, F/A-18 전투기에 대한 광범위한 실험[1]과 수치적인 연구[2]가 수행된 바 있으며, 연구 결과 높은 받음각에서 날카로운 앞전 (leading edge)과 LEX(Leading Edge eXtension)로부터 유동 박리(flow separation)에 의해 발생하는 와류(vortex)의 공력 간섭이 수직꼬리날개의 진동현상을 야기시키는 원인으로 규명되었다. 반면에 최근 보고되고 있는 특정 외부 장착물 형상에서의 꼬리날개 진동 문제는 아직까지 연구가 불충분한 상태이며 이에 대한 해결이 필요한 실정이다. 현실적으로 비행 실험을 통해서 이러한 문제의 원인을 규명하고 제거할 수 있는 방법을 고안하는 일은 상대적으로 어려우며 많은 비용과 위험도가 존재 한다. 이

1 학생회원, 한국과학기술원 대학원 항공우주공학과

2 정회원, 한국과학기술원 대학원 항공우주공학과

3 정회원, 한국항공우주산업(주)

* Corresponding author, E-mail: ojkwon@kaist.ac.kr

러한 연구를 위해 컴퓨터의 발전과 함께 급격하게 발전한 전산유체역학을 이용한 수치적 모사 방법은 훌륭한 대안이 될 수 있다. 현재 전산유체역학 분야는 전체 항공기 형상에 대해서도 매우 정확한 해석이 가능한 단계까지 발전하였으며 병렬 컴퓨터와 같은 다양한 초고속 계산 자원의 활용으로 빠르고 효율적인 해석이 가능하게 되었다.

본 연구에서는 삼차원, 비정상, 비점성 유동 해석 코드를 이용하여 외부 장착물을 포함하는 전투기 형상에 대한 수치적 유동 계산을 시도하였다. 먼저 해석 코드의 검증을 위해 전투기 형상 주위의 정상 유동장에 대해 해석하여 수치적으로 얻어진 주 날개 및 수평/수직꼬리 날개 위에서의 압력 분포를 실험치와 비교하였다. 외부 장착물을 포함하는 전투기 형상 주위의 비정상 유동장 해석 결과를 통해 외부 장착물의 추가에 따른 공력 성능 및 유동 특성 변화를 고찰하였으며, 외부 장착물과 수평꼬리날개 간의 공력 간섭효과를 확인하고 이에 대한 원인 규명 및 감소 방안을 모색하였다. 이 과정에서 보다 정확한 후류 포착을 위해 예상된 후류 영역에 대한 국부적인 격자 조밀화가 이뤄졌으며 이에 대한 격자 의존성 테스트를 통해 해석의 타당성을 확보하였다. 공력 간섭에 의해 야기된 수평꼬리날개의 비정상 하중을 최소화하기 위한 대안으로는 뒷전 플랩 적임각(trailing edge flap deflection)을 제시하였다.

2. 지배 방정식 및 수치적 방법

2.1 지배 방정식

삼차원, 비점성, 압축성 유동을 지배하는 Euler 방정식을 적분형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{Q} dV + \oint_{\partial\Omega} \vec{F}(Q) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (1)$$

“식 (1)”에서 Ω 는 제어체적을 나타내고 $\partial\Omega$ 는 제어 표면, \vec{n} 은 제어표면 바깥방향의 법선벡터를 나타내며, 보존변수(conservative variables) Q 와 비점성 플럭스 벡터 $\vec{F}(Q) \cdot \vec{n}$ 은 다음과 같다.

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e_0]^T \quad (2)$$

$$\vec{F}(Q) \cdot \vec{n} = (\vec{V} \cdot \vec{n}) \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho h_0 \end{pmatrix} + p \begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{pmatrix} \quad (3)$$

여기서 ρ 는 밀도, u, v, w 는 각각 속도벡터 \vec{V} 의 x, y, z 방향의 속도 성분이며, e_0 는 단위부피당 총 내부에너지, h_0 는 전엔탈피(total enthalpy), p 는 압력을 나타낸다. 이상 기체라는 가정을 이용하면 압력 p 와 단위 부피 당 내부 에너지 e_0 는 다음과 같은 관계를 가지게 된다.

$$p = (\gamma - 1) \left[e_0 - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (4)$$

$$h_0 = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \quad (5)$$

γ 는 비열비를 나타내는 것으로 공기의 경우는 1.4가 된다. 지배방정식 (1)에서 각 변수들은 주의의 MAC (Mean Aerodynamic Chord), 자유류(free stream) 밀도 ρ_{∞} 및 음속 a_{∞} 등으로 무차원화 되었다.

2.2 수치적 방법

“지배방정식 (1)”을 수치적으로 계산하기 위한 공간 차분화 기법으로 격자점 중심의 유한체적법을 사용 하였으며, 제어체적을 구성하기 위해 메디안 듀얼 방법 (median-dual method)을 이용하였다. 이 방법은 Fig. 1과 같이 격자요소의 중심(centroid)과 격자면의 중심, 그리고 모서리(edge)의 중심을 이용하여 제어체적을 구성하는 방법으로, 격자요소의 형태와 무관하여 일반적으로 적용될 수 있으며, 나누어진 sub-cell은 같은 부피를 가지게 된다[3].

비점성 플럭스는 Roe의 flux-difference splitting 을 사용하여 계산하였으며 공간상의 이차정확도 계산을 위해 선형 최소 제곱 재구성(linear least-square reconstruction)방법을 사용하였다[4]. 시간 적분을 위해 내재적 시간 적분 방법의 하나인 point Gauss-Seidel방법을 사용하였으며, 정상 유동 계산에서는 국부 시간 전진(local-time stepping)기법을 사용하여 해의 수렴성을 향상시켰으며, 비정상 유동 계산에서는 선형화에 따른 오차를 줄이기 위하여 이중시간 전진(dual-time stepping)기법을 사용하였다.

경계 조건은 원방 경계조건으로는 1차원적 유동에 대한 Riemann invariant를 사용하였으며 물체의 표면에서는 유동접선조건을 적용하였다. 또한 엔진 입구와 출구에서의 유동 흐름을 모사하기 위해 엔진 경계조건을 부과하였다. 본 연구에서는 엔진 출구에 자유류(freestream)와 동일한 속도를 부과한 후 엔진 입/출구에서의 질유량(mass-flow rate)이 동일하도록

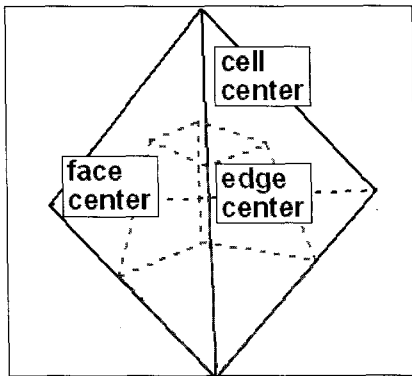


Fig. 1 Control volume using median-dual method

엔진 입구에서의 속도를 결정하는 방법을 사용하였다. 이 때, 엔진 입구와 출구에서의 밀도와 압력은 모두 자유류의 값을 사용했다.

계산 시간의 단축 및 메모리 제한을 극복하기 위해 해석코드는 MPI(Message Passing Interface)를 이용 하여 병렬화 되었으며, 적절한 계산 영역의 분배를 위해 MeTiS library를 사용하였다. 모든 병렬계산은 리눅스 기반으로 구축된 Pentium IV 3.4 GHz의 PC cluster를 사용하여 수행하였다.

3. 결과 및 검토

3.1 정상 유동장 해석 및 검증

해석 코드의 검증을 위해 천음속 영역에서의 전투기 형상에 대한 정상 유동 해석을 수행하였다. Fig. 2는 본 연구에 사용한 삼차원 전투기 형상의 표면에서의 비정렬 격자 분포를 보여주고 있으며 해석에 사용된 격자계는 총 325,078개의 사면체(tetrahedron) 격자 요소와 66,555개의 격자점으로 구성되어 있다. Fig. 3은 해석 결과로 전투기 표면에서의 정상상태 마하 분포를 나타내며 유동 조건은 마하수 0.85에 받음각 0.09°인 경우이다. 그림을 통해 주 날개의 윗면에서 약한 충격파가 발생되고 있으며 동체의 후방부에서도 수직 및 수평꼬리날개에 걸쳐 충격파가 발생함을 관찰할 수 있다.

Fig. 4에서는 정상 유동 계산을 통해 얻어진 결과를 풍동 시험 결과와 비교하였다. 주 날개의 각 스펠 위치에서의 계산 결과가 전반적으로 실험치를 잘 예측하고 있음을 알 수 있다. 주 날개의 끝단 쪽으로 갈수록 날개의 앞전(leading edge) 부근에서 나타나는 다소 큰 차이는 유선(streamwise) 방향으로의 격자 해상도가 불충분하여 나타나는 결과로 판단된다.

3.2 수평꼬리날개의 진동현상

전투기 형상의 외부 장착물과 수평꼬리날개 간의 공력 간

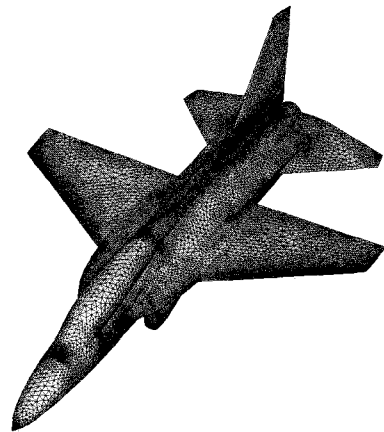


Fig. 2 Computation mesh for a generic fighter aircraft

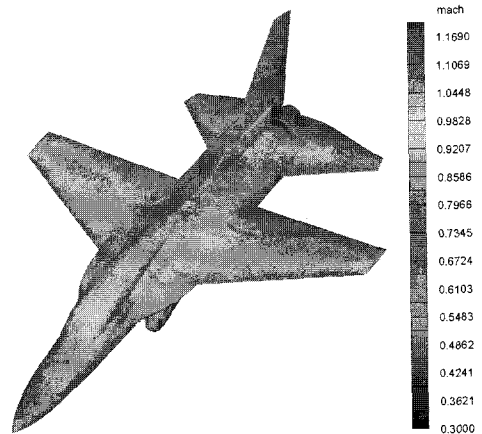


Fig. 3 Mach contour under steady-state

섭현상을 조사하기 위해 외부 장착물을 포함하는 전투기 형상에 대한 비정상 유동 계산을 시도하였다. 본 연구에서 포함된 외부 장착물은 파일런(pylon), TER (Triple Ejector Rack), 그리고 세 개의 스토어(store)로 구성되며 Fig. 5는 이러한 외부 장착물을 포함하는 전투기 형상에 대한 비정렬 격자 분포를 보여준다. 본 연구에서는 외부 장착물로부터의 정확한 후류 포착을 위해 Fig. 6에서와 같이 예상되는 후류 영역에 대해 실린더 형태의 국부적인 격자 조밀화(packing)를 수행 하였으며 이에 대한 격자 테스트를 병행하였다.

먼저 Fig. 6에서 보여지는 후류 영역에 대해 격자 밀도를 조절함으로써 서로 다른 세 개의 격자계를 구성하였으며 격자1 (coarse mesh)은 398,229개, 격자2 (medium mesh)는 1,912,465개, 격자3(fine mesh)은 2,436,742 개의 사면체 격자요소를 가지도록 하였다. 동일한 조건 하에서 세 격자계에 대한 비정상 유동 계산을 시도하였다. 유동 조건은 마하수 0.85에 받음각 0.09도이며 계산에 사용된 무차원 시간 간격은 0.05이

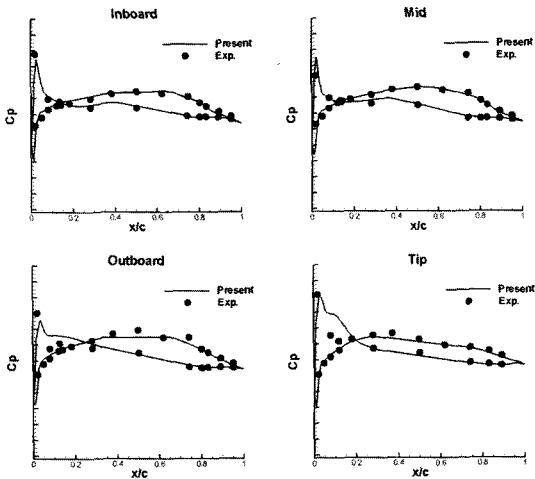


Fig. 4 Comparison of surface pressure distributions for steady flow on the main wing

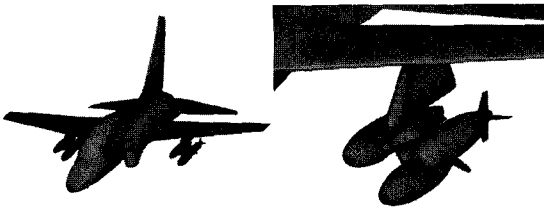


Fig. 5 Computational mesh for a generic fighter aircraft with external stores

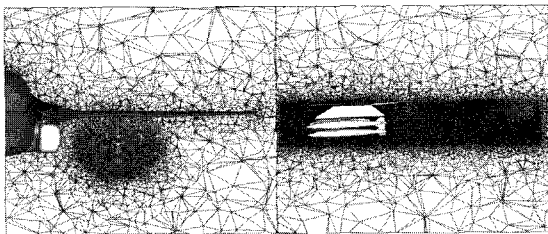


Fig. 6 Locally refined mesh along the expected wake region

다. Fig. 7은 세 격자계에 대해 수평꼬리날개 상의 두 위치에서 추출한 비정상 압력 계수를 보여주고 있으며, 여기서의 두 위치는 비행시험 시 가속도 센서의 부착 위치와 동일하도록 선택되었다.

격자1의 경우는 상대적으로 큰 수치적 확산(numerical dissipation)으로 인해 비정상 유동현상이 정확하게 포착되지 않는 결과를 보였고, 반면에 격자2의 경우부터는 외부 장착물로부터 발생하는 후류의 비정상 거동이 성공적으로 포착되고 있음을 확인할 수 있다. 보다 엄밀한 격자 테스트를 위해 격자2와 격자3을 통해 관찰된 후류의 비정상 거동에 대해 FFT(Fast Fourier Transform)을 이용하여 기본 주파수

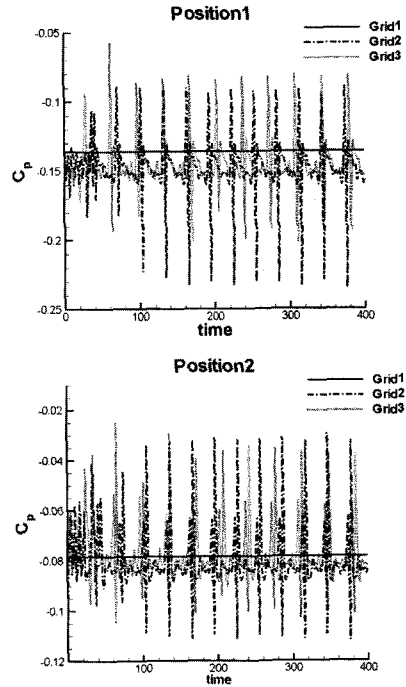


Fig. 7 Grid test

(fundamental frequency)를 계산하였으며, 격자2는 37.75Hz, 격자3은 31.94Hz를 나타내었다. 비록 두 격자계 간에 큰 차이를 보이지 않았지만 보다 정확한 수치해를 얻기 위해서는 이보다 더 높은 격자 해상도가 필요할 것으로 판단되며 본 연구에서는 격자3과 이와 대등한 격자 수를 사용하여 모든 비정상 유동 계산을 수행하였다. 다음으로는 시간 간격에 따른 수치해의 의존성을 테스트하였다. 테스트를 위해 격자2를 사용하였으며 시간 간격 0.5, 0.1, 0.01에 대한 비정상 유동 계산을 수행하여 결과를 시간 간격 0.05에 대한 결과와 비교하였다. 시간 간격이 0.5인 경우의 기본 주파수는 0.05인 경우에 대해 약 53%의 차이를 보였으며 0.1의 경우는 약 8%, 0.01은 약 5%의 차이를 나타냈다. 테스트를 통해 시간 간격 0.1, 0.05, 0.01의 계산 결과가 외부 장착물에서 발생하는 실제 비정상 유동 현상을 타당성 있게 예측하고 있다고 판단할 수 있으며 본 연구에서는 계산 시간을 고려하여 시간 간격 0.05를 사용하기로 하였다.

Fig. 8-(a)에서는 주 날개와 외부 장착물 주위의 순간적인 압력 분포를 보여주고 있다. 그림을 통해 TER와 스토어들 사이에서 강한 충격파가 발생하고 있음을 볼 수 있으며 파일런과 주 날개의 접합 부분에서 발생한 강한 충격파가 파일런과 주 날개 밑면에 걸쳐 넓게 형성되고 있음을 관찰할 수 있다. Fig. 8-(b)는 순간적인 와도(vorticity) iso-surface를 보여주고

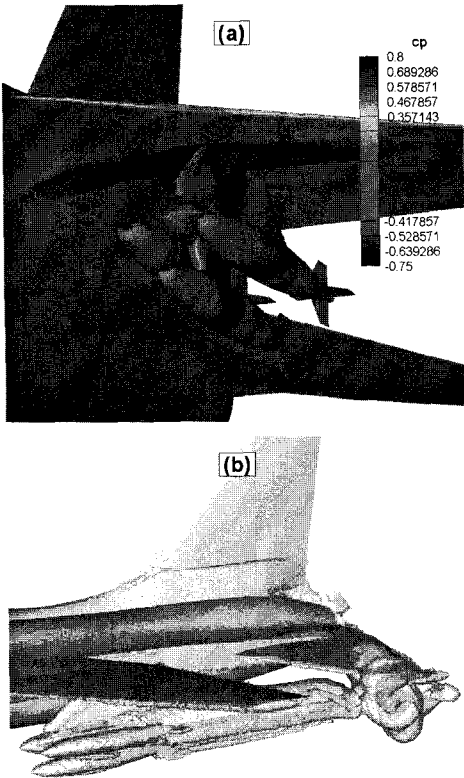


Fig. 8 (a)Steady pressure contour around external stores, (b)Instantaneous vorticity iso-surface

있다. 외부 장착물에서 와도가 발생하여 후류를 형성하고 있음을 볼 수 있으며, 특히 큰 부피를 가지는 와도가 생성되어 수평꼬리날개의 끝단 부분에서 공력 간섭현상이 일어나고 있음을 관찰할 수 있다.

이러한 현상을 정성적 및 정량적으로 분석하기 위해 수평꼬리날개의 비정상 굽힘 모멘트(bending moment) 계수와 피칭 모멘트(pitching moment)계수를 계산하였으며 이를 Fig. 9-(a)와 (b)에 각각 도시하였다. 결과를 통해 후류의 영향이 수평꼬리날개에 주기적인 하중으로 작용하고 있음을 알 수 있으며 이로 인해 수평꼬리날개에 구조적인 피로하중 또는 진동 현상이 발생할 수 있음을 확인하였다. 또한, 이러한 굽힘 하중과 피칭 하중의 복합적인 진동에 의해 수평꼬리날개에 구조적인 휨(bending) 현상과 함께 뒤틀림(torsion) 현상도 발생할 수 있음을 예측할 수 있다.

3.3 외부 장착물의 형상 테스트

외부 장착물에 의해 야기되는 공력 간섭현상의 원인을 규명하기 위해 먼저 외부 장착물의 형상 변화에 대한 테스트를 수행하였다. 형상 변화는 기존의 외부 장착물 형상에서 세 개

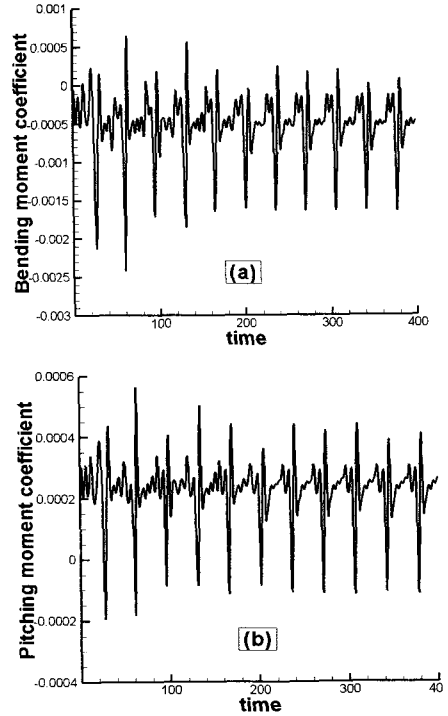


Fig. 9 (a)The time history of bending moment coefficient of the horizontal tail (b)The time history of pitching moment coefficient of the horizontal tail

의 스토어만 제외한 형상을 고려하였으며 이 형상에 대해서도 동일한 후류 영역에 대한 국부적인 격자 조밀화가 이루어졌다. Fig. 10-(a)는 파일런과 TER만으로 구성된 외부 장착물 주위의 순간적인 압력분포를 보여주며 유동 조건은 앞에서와 동일하다. 기존 외부 장착물 형상과 비교했을 때 TER와 스토어 사이에 발생했던 강한 충격파는 거의 사라졌으며 주 날개 및 파일런에서의 충격파 강도 역시 크게 약화된 모습을 볼 수 있다. Fig. 10-(b)에서는 이 형상에 대한 순간적인 와도 iso-surface를 볼 수 있다. 마찬가지로 외부 장착물에서 발생하는 와도에 의한 후류를 관찰할 수 있으나 와도의 강도가 크게 약화되었으며 후류의 영향이 수평꼬리날개에 거의 미치지 않고 있음을 알 수 있다. 특히, 일정한 간격으로 수평꼬리날개와의 직접적인 공력 간섭을 일으켰던 큰 부피의 와도 역시 발생되지 않음을 확인하였다. 이러한 효과를 정량적으로 확인하기 위해 Fig. 10-(c)와 (d)에는 수평꼬리날개 상의 두 위치에서의 비정상 압력계수를 기존 외부 장착물 형상에 대한 결과와 비교하여 제시하였다. 그림을 통해 기존 외부 장착물 형상에서 발생했던 공력 간섭현상이 변화된 형상에서는 크게 감소하였음을 확인할 수 있다.

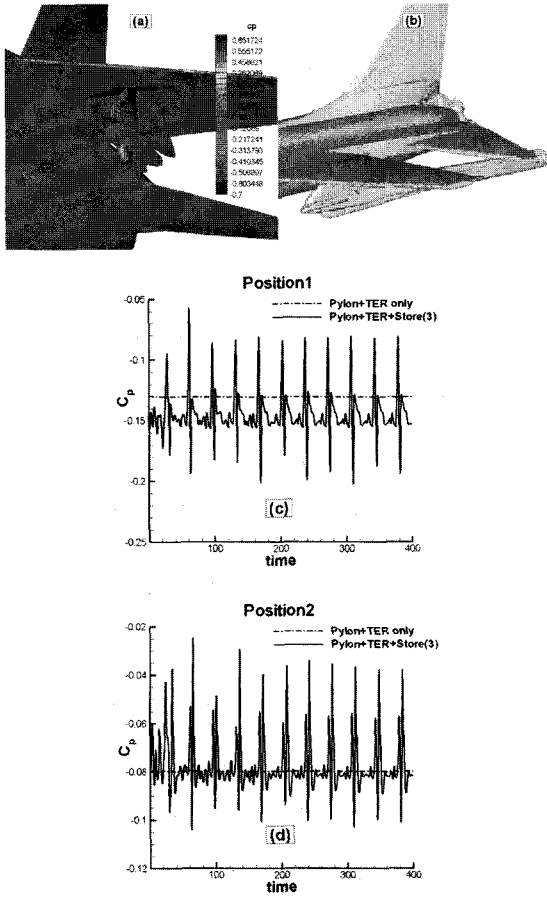


Fig. 10 (a)Steady pressure contour around external stores composing of only a pylon and a TER, (b)Instantaneous vorticity iso-surface, (c),(d)The time history of pressure coefficient on the horizontal tail at two selected positions

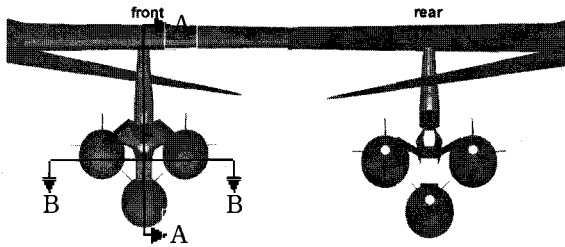


Fig. 11 External stores at the front and the rear

3.4 후류 생성

위의 결과로부터 스토어의 유무가 수평꼬리날개의 비정상 하중을 야기하는 후류 생성에 중요한 역할을 하고 있음을 확인하였다. 특히, TER와 스토어 사이의 좁은 통로에서 형성되는 강한 충격파는 이러한 후류를 생성함에 있어 필수적인 요

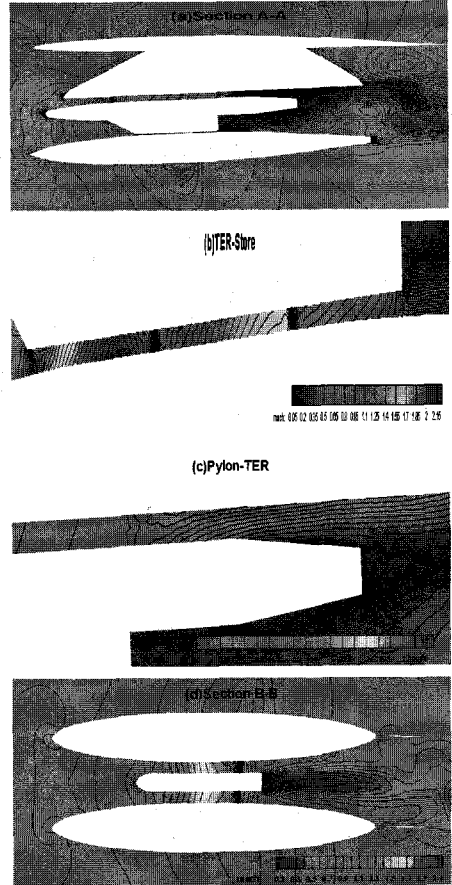


Fig. 12 Steady Mach number contour at the section A-A and the section B-B

소를 판단할 수 있다. 본 연구에서는 외부 장착물 간의 세부적인 유동 현상들을 이해하고 후류 생성의 메커니즘을 설명하기 위하여 Fig. 11에서 보여지는 외부 장착물의 두 단면에서의 유동 현상에 대한 면밀한 분석을 시도하였다.

먼저 Fig. 12-(a)는 외부 장착물의 단면A-A에서의 정상 마하 분포를 보여준다. 파일런과 TER사이뿐만 아니라, 스토어와 TER 사이에도 협소한 공간의 유로(flow-passage)가 존재하고 있음을 알 수 있다. 자세한 관찰을 위해 단면A-A에서의 스토어와 TER 사이의 유동 현상을 Fig. 12-(b)에 확대하여도 시하였다. 유동이 하류(downstream)로 이동함에 따라 좁은 통로 안으로 팽창파(expansion wave)와 여러 개의 경사 충격파(oblique shock wave)가 발생하고 있으며, TER의 모서리 부분 앞에서는 강한 수직 충격파(normal shock wave)가 형성되고 있음을 볼 수 있다. 또한, 특징적인 현상으로 TER의 모서리(corner) 부분에 이르러 충격파의 회절(diffraction) 현상이 나타나고 있음을 관찰할 수 있다. Fig. 12-(c)에서는 단면 A-A의

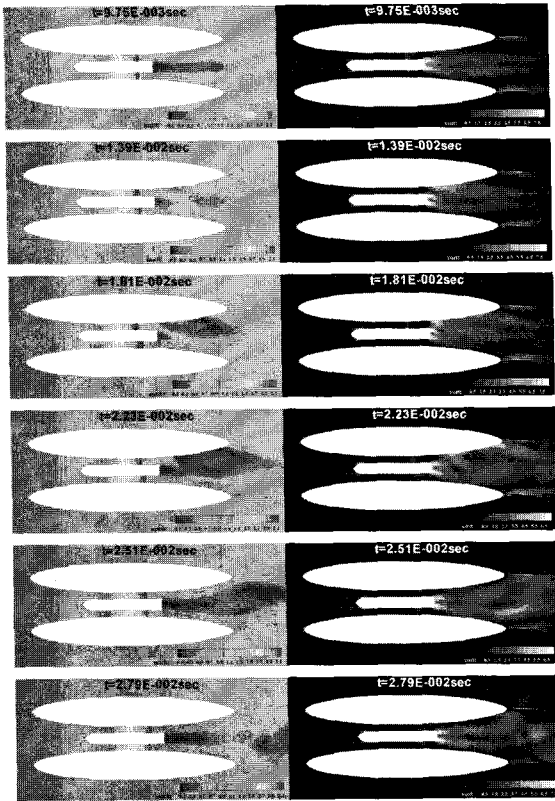


Fig. 13 Temporal evolution of Mach number contour and the corresponding vorticity contour at the section B-B

파일런과 TER 사이의 유동 흐름이 묘사되어 있으며 확대한 그림을 통해 TER와 파일런 사이에서도 이러한 충격파의 회절 현상이 발생하고 있음을 알 수 있다. Fig. 12-(d)는 외부 장착물의 단면B-B에서의 정상 마하 분포를 보여주고 있다. TER와 두 개의 스토어 사이에서 팽창한 유동이 강한 수직 충격파를 형성하고 있으며 마찬가지로 TER의 끝 모서리 부분에서는 충격파의 회절 현상을 관찰할 수 있다.

외부 장착물 사이에서 일어나는 이러한 유동 현상들은 관(duct) 유동에서 일어나는 현상들과 많은 부분 유사성이 있다. 특히, TER의 모서리 부분에서 발생하는 충격파의 회절 현상은 날카로운 모서리를 가지는 끝이 열린 관(open-ended duct)에서의 충격파 회절 현상과 유사하며 이러한 충격파의 회절로 인해 와류가 발생함이 알려져 있다[5].

충격파 회절 현상과 함께 관찰되는 또 다른 특징적인 현상은 충격파의 진동 현상이다. Fig. 13에서는 단면 B-B에서의 비정상 마하 분포와 함께 대응하는 비정상 와도 분포를 보여준다. 그림을 통해 TER와 우측 스토어 사이에서 발생한 수직 충격파가 시간이 흐름에 따라 천천히 앞으로 이동하는 모습을 볼 수 있으며 이와 함께 우측 후방에서 큰 후류가 형성되

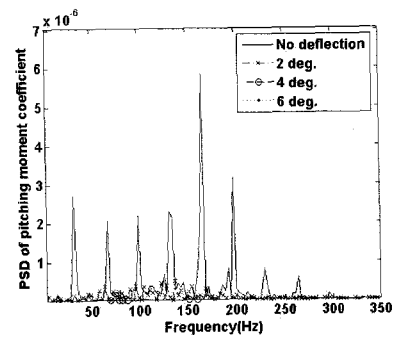
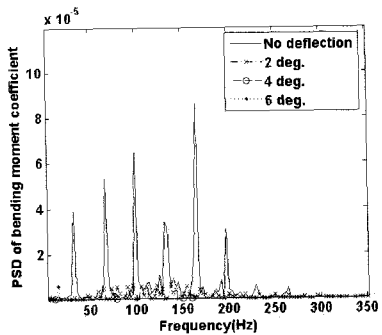
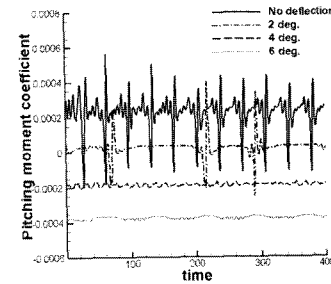
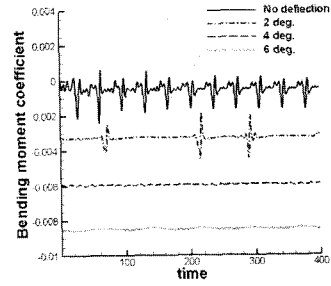


Fig. 14 Effects of the deflection of trailing edge flap

고 있음을 관찰할 수 있다. 대응하는 비정상 와도 분포는 이러한 충격파의 이동에 의해 후방에서 큰 와도가 발생하고 있음을 명확하게 보여주고 있다. 생성된 후류는 충격파가 다시 뒤로 이동하면서 하류(downstream)로 흘러가게 되며 수평꼬리날개에 주기적인 공력 간섭현상이 일어나는 동안 이와 같은 충격파의 진동 현상도 주기적으로 발생하게 됨을 확인하였다.

이러한 충격파의 진동 현상에 대한 연구는 확산기(diffuser)에서 발생하는 충격파 진동 현상을 조사함으로써 이루어졌다. 확산기의 경우에는 연소(combustion) 과정에서 발생하는 후방 교란(disturbance)이 압력파(pressure wave)의 형태로 전파되어 상류(upstream)의 충격파와 상호작용을 일으켜 그 결과로 충격파의 진동을 유발하게 되며, 이러한 충격파의 진동으로 인해 큰 와도가 발생하는 것으로 알려져 있다[6]. 본 연구에서는 TER로부터 발생하는 와도가 후방 교란으로 작용하여 TER와 스토어 사이의 충격파를 진동시키고 다시 충격파의 진동으로 인해 큰 와도가 발생하는 일련의 피드백 과정을 통해 지속적인 후류가 발생하고 있는 것으로 판단된다. 단면 A-A 에서도 마찬가지로 충격파의 진동 현상이 일어나고 있음을 확인하였으며 이를 통해 실제 외부 장착물에서 발생하는 와도 및 충격파의 진동 현상은 훨씬 복잡하며 다차원적임을 판단할 수 있다.

3.5 뒷전 플랩 꺾임각 효과

공력 간섭에 의해 발생하는 수평꼬리날개의 비정상 하중을 최소화하기 위한 방안으로 뒷전 플랩 꺾임각 효과를 고려하였다. 플랩 꺾임각은 2°, 4°, 6°를 고려하였으며 Fig. 14는 마하 수 0.85에 받음각 0.09°인 유동 조건에 대해 수평꼬리날개에서의 비정상 굽힘 모멘트 계수와 피칭 모멘트 계수를 파워 스펙트럼 밀도와 함께 보여준다. 플랩 꺾임각이 증가함에 따라 수평꼬리날개의 비정상 진동 하중의 감소 효과는 비례하여 커지고 있음을 알 수 있으며 특히 플랩 꺾임각 4° 이상에서는 진동 현상이 거의 사라짐을 확인하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 삼차원 비정렬 비점성 유동 해석 코드를 이용하여 외부 장착물을 포함하는 전투기 형상 주위의 유동장을 해석하고 외부 장착물과 꼬리날개 간의 공력 간섭현상을 조사하였다. 해석 코드의 검증을 위해 전투기 형상 주위의 정

상 유동장에 대해 해석하고 계산된 결과를 실험치와 비교하여 본 연구에서 사용된 수치적 기법의 정확성을 입증하였다. 비정상 유동해석을 수행하기에 앞서 외부 장착물과 수평꼬리날개 사이에 비정상 유동 현상을 정확히 포착하기 위해 예상된 후류 영역에 국부적인 격자 조밀화를 수행하였으며 이에 대한 격자 테스트 및 시간 간격 테스트를 수행하였다. 비정상 유동 해석의 결과로 외부 장착물에서 발생하는 후류와 수평꼬리날개 간의 공력 간섭현상을 확인하였으며 이 과정에서 충격파의 회절 현상으로 발생하는 와도와 이로 인한 충격파의 진동 현상을 관찰함으로써 후류 생성 메커니즘을 설명하였다. 비정상 진동 하중을 최소화하기 위한 방안으로 뒷전 플랩 꺾임각을 고려하여 큰 진동 감소 효과를 확인할 수 있었다.

참고문헌

- [1] 1990, Lee, B. and Brown, D., "Wind Tunnel Studies of F/A-18 Tail Buffet," *Journal of aircraft*, Vol.29, No.1, pp.146-152.
- [2] 2001, Sheta, E.F., Guruswamy, S.G. and Huttshell, L.J., "Characteristics of F/A-18 Vertical Tail Buffeting," *AIAA Paper2001-0710*.
- [3] 1996, Kallinderis, Y., "A 3-D Finite-Volume Method for the Navier-Stokes Equations with Adaptive Hybrid Grids," *Applied Numerical Mathematics*, Vol.20, pp.387-406.
- [4] 1996, Bath, T., "A 3-D Upwind Euler Solver for Unstructured Meshes," *AIAA-91-1548*.
- [5] 2003, Liang, S.M. and Lo, C.P., "Shock/Vortex Interactions Induced by Blast Waves," *AIAA J*, Vol.41, No.7, pp.1341-1346.
- [6] 2005, Oh, J.Y., Ma, F.H. and Yang, V., "Interactions Between Shock and Acoustic Waves in a Supersonic Inlet Diffuser," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.21, No.3.