흡입구/격리부 모델의 Unstart 과정 2차원 수치 해석

신호철* · 박수형*† · 변영환*

A Two-Dimensional Numerical Analysis of the Unstart Process in an Inlet/Isolator Model

Hocheol Shin* · Soohyung Park*† · Yunghwan Byun*

ABSTRACT

In this study, the Inlet/Isolator model experiments performed at Texas University were performed by 2-dimensional RANS computerized analysis. First, supersonic flow conditions were analyzed and compared with experimental surface pressure results, and the flow structure was analyzed by confirming Mach number distribution and numerical shadowgraph. Then, the inlet unstart condition was given by changing the back pressure, and the URANS analysis was performed to confirm the progress of inlet unstart.

초 록

본 연구에선 Texas University에서 수행된 흡입구/격리부 모델 실험에 대한 2차원 RANS 전산해석을 수행하였다. 먼저 초음속 유동 조건을 해석하여 실험에서 측정된 표면 압력 결과와 비교하고, 마하수 분포와 numerical shadowgraph를 확인하여 유동 구조를 분석하였다. 이후 격리부 후면에 압력 변화로 흡입구 불시동 상황을 묘사하고 비정상 RANS 해석을 수행하여 흡입구 불시동 진행과정을 확인하였다.

Key Words: Supersonic Flow(초음속 유동), Inlet/isolator(흡입구/격리부), CFD(전산유체역학), Inlet Unstart(흡입구 불시동)

1. 서 론

초음속 영역을 비행하는 공기 흡입 엔진(air breathing engine)으로 램제트 엔진(Ramjet engine)과 스크램제트 엔진(Scramjet engine)이 있다. 스크램제트 엔진은 흡입구로 들어오는 공기를 여러 번의 경사 충격파로 공기를 압축하고 연소실에서 초음속 연소를 하는 극초음속 비행체 엔진이며, 램제트 엔진(ramjet engine)은 스크램제트와 유사한 형상을 가지고 있으며 수직 충격파를 이용하여 공기를 압축하고 아음속 연소를 하는 초음속 비행체 엔진이다. 이 두 엔진은 일반적인 터보 제트 엔진(turbo jet engine)에 비해서 간단한 구조를 가지고 있지만 흡입 유동 조건에 대해서 굉장히 민감하다.[1-2] 이 둘을 가

* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과
† 교신저자, E-mail: pish@konkuk.ac.kr

변적으로 변화하며 사용할 수 있는 이중모드 스크램제트 엔진(dual-mode scramjet engine)은 극초음속과 초음속 비행에서 전부 작동 될 수 있는 장점을 가지고 있다.[3]

이중모드 스크램제트 엔진은 공기를 흡입하는 흡입구(inlet)와 Shock train을 이용하여 흡입구에서 들어오는 공기를 조절하여 안정적으로 연소실로 전달하는 격리부(isolator)가 있다. 연소실의 압력이 급격하게 올라가는 현상 등의 큰 교란이 발생하게 되면, 격리부와 흡입구로 교란이 전달되며 흡입구 불시동(unstart)이 발생하게 된다.[4, 5]

Wagner[5, 6]는 실험에서 흡입구 불시동 과정을 연구하기 위해서 이중모드 스크램제트 엔진의 흡입구와 격리부를 간단히 묘사하여 실험을 수행하였다. 격리부 후면에 플랩(Flap)을 이용하여 배압을 조절하는 방법으로, 연소실의 압력 증가를 묘사하여 강제로 흡입구 불시동을 진행시키고 표면 압력과 PIV(Paricl image velocimetry)를 이용한 속도 측정을 수행하였다. Jang[4]은 Wagner의 흡입구/격리부 실험을 3차원 RANS 전산해석으로 수행하여 실험 결과와 비교하고, 3차원 흡입구 불시동의 전파 속도를 측정하고 실험의 결과와 비교하였다.

본 연구에서는 Wagner의 흡입구/격리부 모델과 실험 조건을 이용하여 2차원 RANS 전산해석을 수행하고 표면 압력 분포를 실험결과와 비교하였다. 또한 2차원 불시동을 비정상 전산해석을 수행하여 엔진 불시동 과정을 묘사하고 엔진 불시동 진행과정과 유동 구조 분석을 수행하였다.

2. 수치 해석 기법

2.1 지배방정식

본 연구에서는 RANS 2차원 압축성 지배방정식을 사용하였다. 공간이산화기법으로는 격자 중심 유한체적법을 사용하였고, 비점성 유속을 계산하기 위해서 Roe 상류차분법과 symmetric minmod를 사용하였다. 가상 시간에서 정상해를 구하기 위해서 DADI(Diagonalized ADI) 기법을

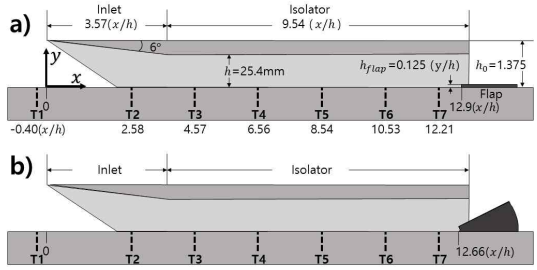

Fig. 1 Schematics of the inlet/isolator model

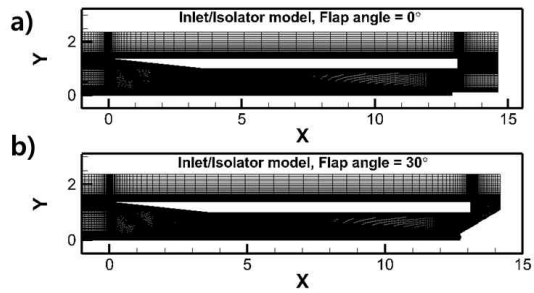

Fig. 2 2D grid for inlet/isolator model

사용하였으며, 비정상 시간 전진을 위해 이중 시간 전진 기법(Dual time stepping)을 사용하였다. 난류 모델은 k-ω SST를 이용하여 계산을 수행하였다.

2.2 해석 조건

전산 해석에 사용된 형상은 Wagner가 실험한 Inlet/Isolator 모델이며 Fig. 1에서 확인할 수 있다. Inlet/Isolator 모델은 6°의 흡입구를 가지고 있으며, 흡입구 전면의 종횡비는 1.45이며, 격리부의 종횡비는 2로 일정하다. 격리부의 후미에는 플랩이 바닥면에 위치하며, 플랩을 완전 내린 상태에서는 흡입구와 격리부 내부는 초음속 유동이 흐르며, 플랩을 올려서 격리부의 배압을 조절할 수 있도록 설계 되어 있다.

유동 조건은 마하수 4.9, 단위 길이 당 레이놀즈수는 , 자유류의 압력은 $5.38kPa$, 전온도는 $330 \pm 3\,K$이다. 흡입구/격리부 모델은 풍동의 바닥면에 고정되$49.5 \times 10^6/m$어 실험을 수행하여, 풍동 바닥면에서 자연스럽게 발생된 경계층이 흡입구로 들어오게 된다. 흡입구로 들어오는 경계층의 두께는 $19.3\,mm$, 배제두께(displacement

thickness)는 $9.1\,mm$, 운동량 두께(momentum thickness)는 $0.75\,mm$이다.

전산해석에 사용된 2차원 격자는 Fig. 2에서 확인할 수 있다. Fig. 2에서 위의 격자는 플랩이 완전히 내려가 있는 형태로 초음속 유동 조건을 해석하였고, Fig. 2에서 아래의 격자는 플랩의 각도가 30°를 가지고 있는 형태로 흡입구 불시동 조건을 해석할 경우의 사용한 격자이다. 격자는 약 200,000개의 격자점을 가지고 있다. 모든 격자는 격리부의 높이인 h로 길이를 무차원화 하였으며, 레이놀즈수를 고려하여 $y+$가 1 이하가 되도록 벽면부터 첫 번째 격자 중심까지의 무차원 간격을 $\triangle Y = 1.0\times10^{-4}(Y = y/h)$으로 하였다. 경계조건으로는 초음속 입출구조건과 단열 벽면 경계조건을 사용하였다.

3. 해석 결과

3.1 Fully Supersonic Stare Flow Condition

Fig. 3에서 2차원 계산에서 흡입구/격리부 바닥면 압력 분포의 결과를 실험값과 비교하였다. 압력의 값은 자유류의 압력으로 무차원화 되어 있으며, 좌표인 X, Y축은 격리부의 높이인 h로 무차원화 되어 있는 좌표를 이용하였다. 계산의

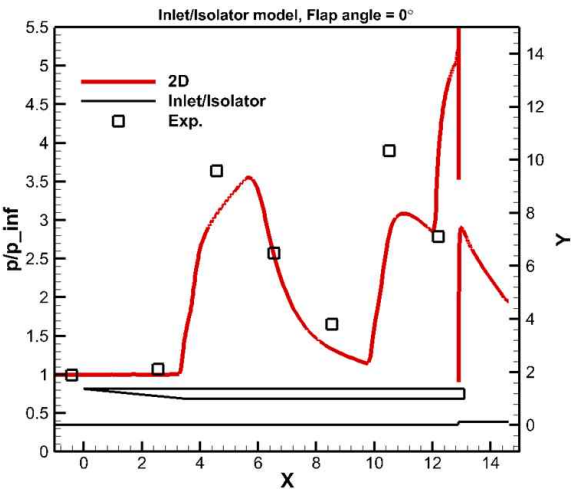

Fig. 3 Started flow pressure distribution on the bottom wall

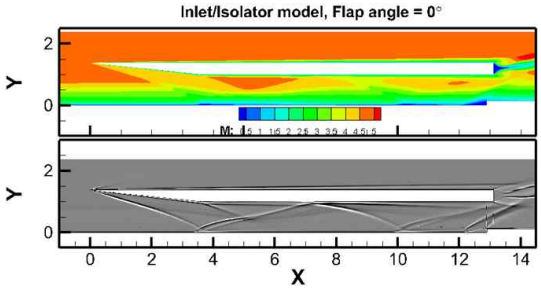

Fig. 4 Mach number contour(top) and numerical shadowgraph(bottom) for started flow condition

표면 압력 결과는 대체로 실험의 경향성과 일치하는 것을 확인할 수 있었다. X가 약 3.5인 지점에서는 흡입구에서 발생한 첫 번째 경사 충격파로 인하여 압력이 크게 올라가고, X가 6인 지점에서 팽창파의 영향으로 압력이 다시 내려가고 있는 것을 확인할 수 있다. 이후 X가 약 10인 지점에서는 격리부 천장에서 반사된 경사 충격파의 영향으로 다시 압력이 상승한다. X가 약 12인 지점에서는 플랩의 영향으로 재순환 영역이 발생하게 되며 이로 인한 압력 상승이 발생하게 된다. Fig. 4에서는 마하수 분포와 numerical shadowgraph를 확인할 수 있다. 흡입구에서 발생하는 경사 충격파가 연속적으로 반사되면서 형성되고 있으며, 경계층 내부의 속도 구배로 인하여 격리부 바닥면 근처로 갈수록 경사 충격파가 휘어진다. 격리부 후면의 플랩이 완전히 내려가 있는 상태로써 배압이 발생하지 않아 유동이 정상상태로 충격파의 구조가 자리를 잡고 있다.

3.2 Inlet Unstart Simulation

Fig. 1의 아래와 같이 플랩을 올린 상태의 실험 조건을 구현하기 위해서, 먼저 완전 초음속 유동 조건의 정상해석을 수행하여 초기 값을 구하였다. 이후 플랩의 경계 조건의 변화로 후면의 압력 증가를 구현하여 비정상해석 수행하였다.

Fig. 5와 Fig. 6에서 무차원 시간전진에 따른 마하수 분포와 Numerical shadowgraph의 변화를 확인할 수 있다. 위쪽부터 아래 방향으로 시간 순서대로 배치하였으며, 각 결과 사이의 시간

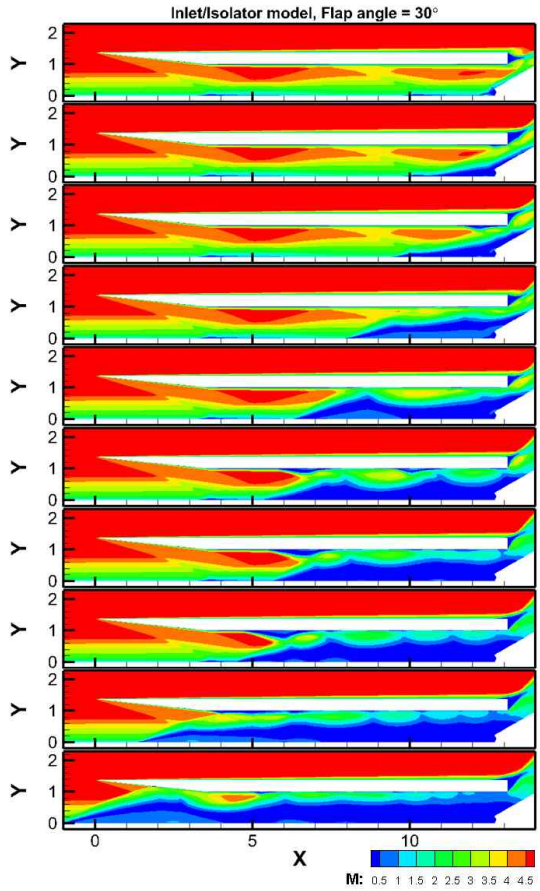

Fig. 5 Mach number contour for simulation of unstart process

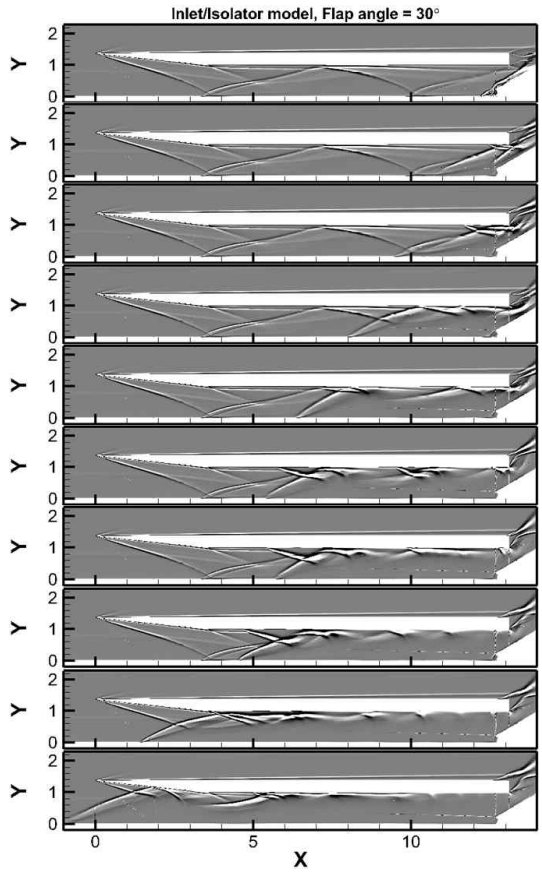

Fig. 6 Numerical shadowgraph for simulation of unstart process

전진은 동일하다. 플랩에 의해 발생된 아음속 재순환 영역과, 그로 인해 발생된 박리 충격파로부터 흡입구 불시동이 발생하게 된다. 바닥면의 재순환 영역 앞에 박리 충격파가 발달하여 격리부 천장의 경계층과 만나면서 충격파/경계층 상호작용으로 박리 거품과 박리 충격파를 발생하게 된다. 이렇게 발생된 격리부 위아래의 박리 충격파를 불시동 충격파 시스템(unstart shock system)이라고 한다. 불시동 충격파 시스템이 앞쪽으로 나가면서 앞쪽의 기존 경사 충격파들과 합쳐지게 된다. 불시동 충격파 시스템이 발달하여 X가 약 6인 지점에서 팽창파와 만나게 되고, 팽창파 전후의 압력차이로 인해서 박리 영역의 발달이 느려지고, 격리부 천장의 박리 거품에서 시작되는 전단층이 발생하게 되며, 잠시 램제트 모드를 유지하게 된다. 이후 불시동 충격파 시스템은 첫 번째 충격파를 지나서 흡입구 밖으로 빠져 나오게 되며 흡입구와 격리부는 대부분의 영역이 아음속 영역이 되며 흡입구 불시동 진행 과정이 끝나게 된다.

4. 결 론

흡입구/격리부 모델에 대한 2차원 RANS 해석을 수행하여 초음속 유동조건과 흡입구 불시동에 대한 연구를 수행하였다. 먼저 초음속 유동조건에서 실험 결과와 비교하여 계산의 결과가 신뢰성을 검증하였고, 마하수와 numerical shadowgraph로 유동의 구조를 확인하였다. 이후

흡입구 불시동을 묘사하기 위해서 경계조건의 변화로 배압을 조절하여 비정상 계산을 수행하였다. 플랩 앞쪽에서 발생한 박리 충격파와 격리부 천장에서 발생하는 박리 충격파로 불시동 충격파 시스템이 형성된다. 불시동 충격파 시스템은 앞쪽으로 발달하며 기존의 충격파들과 합쳐지면서 점차 강한 충격파가 되며, 팽창파의 영향으로 불시동 충격파의 속도가 저감 되는 것을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Heiser, W. H. and Pratt, D. T., "Hypersonic airbreathing propulsion," AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994, pp. 250-256, 1994.
2. Koo, H. S. and Raman, V., "Large-eddy simulation of a supersonic inlet-isolator," *AIAA journal*, Vol. 50, No. 7, pp. 1596-1613, 2012.
3. Waltrup, P. J. and Billig, F. S., "Prediction of precombustion wall pressure distributions in scramjet engines," J*ournal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 10, No. 9, pp. 620-622, 1973.
4. Jang, I., Pecnik, R. and Moin, P., "A numerical study of the unstart event in an inlet/isolator model," *Center for Turbulence Research Annual Research Briefs*, pp. 93-103, 2010.
5. Wagner, J. L., Yuceil, K. B., Valdivia, A., Clemens, N. T. and Dolling, D. S., "Experimental investigation of unstart in an inlet/isolator model in Mach 5 flow," *AIAA journal*, Vol. 47, No .6, pp. 1528-1542, 2009.
6. Wagner, J. L., Yuceil, K. B. and Clemens, N. T., "Velocimetry measurements of unstart of an inlet-isolator model in Mach 5 flow," *AIAA journal*, Vol. 48, No. 9, pp. 1875-1888, 2010.