

Equation Chapter 1 Section 1

비정렬 격자계에서 삼각날개 주위의 와류 유동에 대한  
DES 및 RANS 모사

이희동\* · 정문승\*\* · 권오준\*\*\*

DES and RANS Simulations of Vortical Flows  
over a Slender Delta Wing on Unstructured Meshes

Hee Dong Lee\*, Mun Seung Jung\*\* and Oh Joon Kwon\*\*\*

Keywords : Delta Wing(삼각날개), DES, RANS, Unstructured Meshes(비정렬 격자계)

Abstract

The unsteady vortical flow over ONERA 70-degree delta wing was simulated using RANS and DES flow solvers on hybrid unstructured meshes. A study of time accuracy is accomplished to determine the effects of time step and number of iteration in pseudo-time stepping on numerical solutions. The grid size test is also performed to demonstrate that DES can be used to capture more accurately the unsteady vortical flow features over RANS simulation.

1. 서론

큰 후퇴각을 가지는 삼각날개는 앞전으로부터 박리된 와류(leading edge vortex)의 영향으로 사각 날개에 비해 안정적인 양력을 얻을 수 있어 전투기 또는 미사일의 스트레이크(strake)와 leading-edge extension(LEX)에 널리 적용되고 있다. 앞전에서 박리된 전당층이 롤업하여 생성되는 주와류는 자유류의 4-5배에 달하는 강한 축방향 속도를 가지게 되고, 이는 날개 윗면에 낮은 압력을 생성시켜 양력을 증가시키고 안정적인 공기흐름을 제공한다[1]. 삼각날개의 전형적인 예로 F-18에 장착되어 있는 LEX가 있다. LEX에서 발생한 앞전 와류는 주날개를 거치면서 양력을 증가시키고, 기울어진 두개의 수직 꼬리 날개에 안정적인 공기흐름을 제공하여 고기동을 위한 높은 조종성을 보장하는 역할을 한다. 그러나, 이와 같이 고받음각에서 공기역학적으로 이득을 주는 앞전 와류는 받음각이 더욱 증가하게 되면 붕괴(breakdown)되는 특성을 가진다. 축방향 속도 및 회전 속도가 급격히 감소하고 와류 코어의 크기가 증가하면서 발생하는 와류붕괴는 매우 비정상적이고 불안정한 유동을 생성한다. 이와 더불어 와류붕괴는 양력과 피칭 모멘트를 감소시키고 조종안정성을 저해하는 요인이 된다. 특히 Fig. 1에서와



Fig. 1 NASA F-18 High Angle of Attack Research.

같이 두 개의 수직 꼬리 날개를 가지는 전투기 형상에서 발생한 와류 붕괴는 buffet과 같은 심각한 공탄성 문제를 유발시킬 수 있다[2].

삼각날개에서의 와류붕괴 현상은 1955년 Werle[3]에 의해 최초로 관찰된 이후 실험적인 방법, 이론적인 방법, 그리고 수치적인 방법에 기초하여 다수의 연구자들에 의해 고찰되어 왔다. 이 중 NATO의 RTO-AVT080 과제 “Vortex Breakdown over Slender Wings”에서는 ONERA 70도 삼각날개 형상을 벤치마크(benchmark) 문제[4]로 채택하여 Euler 해석[5], RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes)[6] 해석, 그리고 최근에 제안된 DES (Detached Eddy Simulation)[7,8] 해석까지 다양한 전산유체역학 기법을 이용하여 와류붕괴에 대한 수치 모사를 시도하였다[9]. 이 중 Morton은 비정렬 격자의 격자요소 중심 유한체적법에 기반한 COBALT[10] 상용 코드를 이용하여 비정상 RANS 해석과 DES 해석 결과를 비교하여 DES가 보다 정확히 와류붕괴 위치를 예측함을 보였으며[7], 이후 격자 조밀화를 통해 와류붕괴에 대한 세밀한 와류 구조를 높은 해상도로 모사하였다[8].

본 연구에서는 비정렬 격자점 중심 유한체적법에 기반한 비정상 RANS 유동 해석 코드[11]를 DES해석이 가능하도록 확장하고, 고받음각에서의 삼각날개 유동에 대한 비정상 RANS 및 DES해석으로부터 대규모 박리가 발생하는 유동에 대한 두 해석 기법의 특성을 파악하고자 한다. 계산은 ONERA 70도 삼각날개에 대해 수행되었으며, 정확한 DES 해석을 위해 시간 간격과 이중시간적분 반복횟수가 수치해에 미치는 영향을 고려하여 최적의 시간간격과 이중시간적분 반복횟수를 결정하였다. 이와 같이 결정된 시간간격과 이중시간적분 반복횟수를 이용한 DES해석으로부터 앞전 박리에 의해 생성되는 주와류, 주와류와 경계층의 상호간섭에 의해 발생하는 이차와류, 그리고 주와류의 붕괴에 따른 비정상적인 거동 등 삼각날개에서의 주요 유동 특성을 정확하게 모사하였다. 동일한 계산조건 하

\* KAIST 항공우주공학과 대학원, heedongi94@kaist.ac.kr

\*\* KAIST 항공우주공학과 대학원, jjms@kaist.ac.kr

\*\*\* KAIST 항공우주공학과, ojkwon@kaist.ac.kr

에서 다양한 격자조밀도를 가지는 격자계에 대해 RANS 해석을 DES 해석과 비교함으로써 대규모 박리가 발생하는 유동에 대한 RANS 해석의 한계를 확인하였으며 DES 해석에 있어 격자 조밀도가 해의 해상도에 미치는 영향을 검토하였다.

### 2. 수치적 기법

본 연구에서는 격자점 중심의 유한체적법을 기반으로 개발된 비정렬 혼합 격자계 기반의 비정상 점성 유동 해석 코드 [11]를 이용하여 삼각날개에 대한 RANS 및 DES 해석을 수행하였다. 개발된 비정상 점성 유동 해석 코드는 시간과 공간에 대해 모두 이차의 정확도를 가진다. 비점성항은 선형 최소 자승법(linear least square method)을 이용하여 유동 변수를 재구성함으로써 이차의 공간정확도를 확보하였으며 Roe의 수치 유속함수를 이용하여 비점성 유속을 계산하였다. 점성항 계산에 필요한 유동 변수의 미분값은 Green 정리를 이용하였으며 점성 유속은 수정된 형태의 중심차분법을 적용하였다. 내재적 오일러 후방 차분을 이용하여 시간항을 이산화하였으며 이중 시간적분법을 적용하여 이차의 시간 정확도를 확보하였다. 최종적으로 구성되는 선형 시스템은 point Gauss-Seidel 방법을 이용하여 풀이되었다.

RANS 해석을 위한 난류항 계산은 경험론(empiricism)과 차원 해석으로부터 개발된 Spalart-Allmaras(S-A) 1-방정식 난류 모형 [12]을 사용하였다. 이는 난류 점성 계수와 연관된 작동 변수에 대한 대류-확산 방정식으로 표현되며 대류항, 확산항, 생성항, 소멸항, 그리고 천이항으로 구성된다. 대류항과 확산항은 유동방정식과 동일한 형태로 차분화하였고 안정된 계산을 위해 작동 변수가 항상 양의 값을 갖도록 결정하였다.

Spallart 등 [13]에 의해 제안된 DES는 대규모 박리(massive separation)가 일어나는 유동장에 대해 벽면 부근에서는 비교적 계산이 저렴한 RANS 난류 모형을 적용하고 이외의 영역에 대해서는 LES의 Smagorinski 모델 특성을 가지도록 난류 모형을 수정함으로써 실제적인 공학문제인 높은 레이놀즈 수를 가지는 유동장을 보다 효율적으로 계산하기 위해 고안된 방법이다. DES는 최초 S-A 난류 모형으로부터 제안되었으며 이는 모형에서 사용되는 벽면거리  $d$  를  $\tilde{d} = \min(d, C_{DES} \Delta)$  로 수정함으로써 간단히 적용될 수 있다. 여기서  $C_{DES}$  는 0.65이며,  $\Delta$  는 정렬격자계에 대해  $\max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$  으로 제안되었다. 비정렬 격자요소 중심 기법에 대해 Morton [7]은 격자요소 중심과 이웃한 격자요소 중심과의 거리 중 가장 큰 값을  $\Delta$  로 취하였다. 본 연구에서는 비정렬 격자점 중심기법에 적합하도록 격자점과 주위 격자점과의 거리 중 가장 큰 값을  $\Delta$  로 결정하였다.

### 3. 결과 및 검토

삼각날개에 대한 비정상 유동 해석은 NATO RTO-AVT080 과제의 벤치마크(benchmark) 문제의 형상인 ONERA 70도 삼각날개 [4]에 대해 수행되었다. ONERA 70도 삼각날개는 Fig. 2에 나타나 있는 바와 같이 정점(apex)으로부터 70도의 후퇴각을 가지고, 뿌리 시위( $c_{root}$ )는 950mm, 뒷전에서의 스패น은 691.5 mm, 두께는 20mm, 그리고 아랫면은 15도의 베벨(bevel)이 주어져 있는 형상이다. 벤치마크 문제에서의 유동 조건은 자유류의 속도 24 m/s, 받음각 27도, 뿌리 시위에 대한 레이놀즈 수는  $1.56 \times 10^6$ , 그리고 자유류 마하수는 0.069이다. 매우 낮은

마하수를 가지는 유동의 압축성 해석은 수치적 불안정성을 유발할 수 있다. 본 연구에서는 저마하수 유동에 대한 압축성 코드의 수치적 불안정성을 제거하기 위해 자유류의 마하수를 0.2로 증가시켜 계산을 수행하였다.

삼각날개에서의 와류붕괴 모사를 위한 비정렬 혼합 격자계는 Fig. 3에서와 같이 대칭 경계면을 적용하여 반쪽 날개(half-span) 영역에 대해 생성되었다. 물체 표면 부근에서는 높은 종횡비의 프리즘 격자요소를 적용하였으며, 이외의 영역은 사면체 격자요소로 구성하였다. 해의 해상도를 증진을 위해 수치해석의 주된 관심영역(focus region) [14]인 앞전 와류와 이의 붕괴가 발생하는 날개 윗면에서는 Fig. 3에서와 같이 격자를 조밀하게 생성하였다. 관심영역의 격자 조밀도에 따라 네 가지 격자계를 생성하였으며, 이에 대한 정보를 Table 1에 정리하였다. Table 1의  $\Delta_0$  는 관심 영역에서의 격자선 길이를 나타내며 Grid4는 Grid1의 격자선 길이의 반이 되도록 생성되었다.

모든 비정상 해석은 3,000번의 반복계산을 통해 얻어진 정상해석 결과로부터 시작되었으며, 이차 정확도를 가지는 이중 시간적분법을 적용하여 계산을 수행하였다.

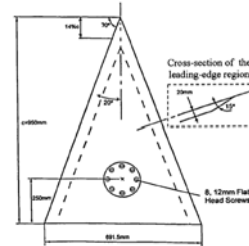


Fig. 2 Sketch of the experimental model of ONERA 70-deg delta wing.

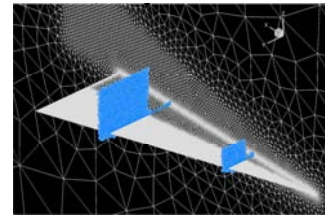


Fig. 3 Unstructured hybrid meshes for ONERA 70-deg delta wing.

Table 1 Information of unstructured hybrid meshes.

	Nr. of nodes	Nr. of cells	Nr. of prisms	Nr. of tetra.	$\Delta_0$
Grid1	693,308	2,946,584	534,700	534,700	0.0053
Grid2	1,094,027	5,007,321	677,950	4,329,371	0.0042
Grid3	2,133,630	10,387,554	1,033,900	9,353,654	0.0032
Grid4	3,362,347	16,906,051	1,374,475	15,531,576	0.0026

### 3.1 시간간격 및 이중시간적분 반복횟수에 대한 정확도

삼각날개 주위의 유동과 같이 대규모의 박리가 발생하는 비정상 유동의 정확한 해석을 위해서는 시간간격과 이중시간적분 반복횟수가 수치해의 미치는 영향을 파악하는 것이 선행되어야 한다. 이중시간적분 반복횟수(ndual)는 2로 고정하고, 음속과 뿌리 시위 길이로 무차원화된 시간간격을 0.01, 0.005, 0.001, 0.0005로 변화시키면서 시간간격에 대한 수치해의 정확도를 파악하였다. 시간간격 테스트는 Grid3 격자계에서 DES 해석을 통해 수행되었으며 계산은 무차원 시간이 10이 될 때까지 수행하였다. Fig. 4는 무차원 시간 4부터 10까지의 양력 계수의 변화와 이에 대한 power spectral density (PSD)를 나타낸 것이다. 시간간격이 큰 0.01과 0.005에서는 Strouhal number( $St$ )가 10 이상의 고주파수 진동이 나타나지 않으며, 시간간격이

0.001보다 작은 경우 진동형태가 점근적으로 수렴함을 보이고 있다. 이중시간적분 반복횟수(ndual)에 대한 테스트는 시간간격은 0.001로 고정하고 ndual을 2, 3, 5로 변화시키면서 수행하였다. Fig. 5에 나타나 있는 바와 같이 양력 곡선 및 PSD는 이중시간적분 반복횟수가 증가하여도 뚜렷한 변화가 없음을 보이고 있다. 이러한 시간간격과 이중시간적분 반복횟수에 대한 테스트로부터 효율적이고 정확한 비정상 해석을 위한 시간간격은 0.001, 이중시간적분 반복횟수는 2로 결정하였으며, 이후 모든 계산은 이를 이용하여 수행되었다.

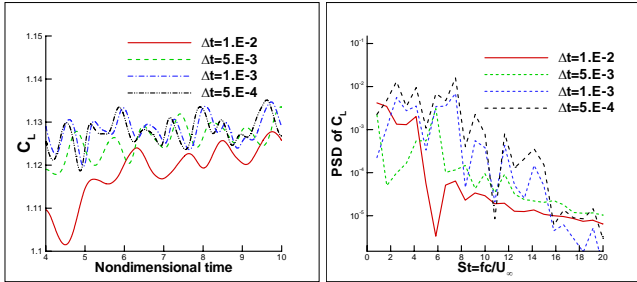


Fig. 4 Time history and PSD of lift coefficients for the time step test.

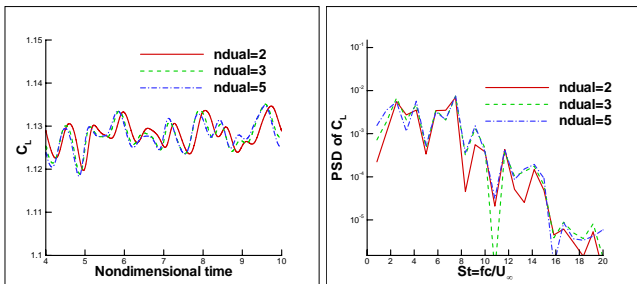


Fig. 5 Time history and PSD of lift coefficients with respect to number of dual time stepping.

### 3.2 격자의 조밀도에 따른 RANS 및 DES 수치해의 해상도

비정상 시간 정확도에 대한 테스트를 통해 결정된 시간간격과 이중시간적분 반복횟수를 이용하여 격자의 조밀도에 따른 RANS 및 DES 해석을 수행하였다. Table 1에서와 같이 격자점이 693,308개(Grid1), 1,094,027개(Grid2), 2,133,630개(Grid3), 그리고 3,362,347개(Grid4)로 구성된 네 가지의 격자계에 대해 계산을 수행하였다. Fig 6은 각 격자계에서의 RANS와 DES 결과에 대해 등엔트로피면과 와류붕괴 위치를 결정하는 축방향 속도가 0인 면을 나타낸 것으로, 무차원 시간 5일때의 순간적인 유동장을 나타낸 것이다. 여기서 등엔트로피면과 축방향 속도가 0이 되는 면의 색상은 각각 압력과 와도분포이다. 앞진으로부터 박리된 와류코어 크기가 급격히 증가하는 와류붕괴 현상은 모든 해석경우에 대해 발생한다. 그러나 와류붕괴가 발생하는 위치는 격자의 조밀도가 증가함에 따라 앞으로 이동됨을 확인할 수 있다. 전체 10의 무차원 시간동안 Grid1과 Grid2에서는  $x/c_{root}=0.85\sim 0.95$ 에서 와류붕괴가 나타나며 Grid3과 Grid4에서는  $x/c_{root}=0.63\sim 0.75$ 에서 발생한다. 실험[4]에서의 와류붕괴 위치가  $x/c_{root}=0.60\sim 0.72$ 임을 감안하면 격자조밀도가 증가함에 따라 보다 정확하게 와류붕괴 위치를 예측하고 있음을 알 수 있다. 동일한 격자계에 대한 RANS와 DES 해석의 와류붕괴는 거의 동일한 구간에서 발생한다. 그러나 와류붕괴에 따른 비정상적인 요동은 격자가 조밀해짐에 따라 RANS와 DES 해석 결과에 있어 뚜렷한 차이를 보인다. Grid3과 Grid4의 결과를 비교하면, RANS는 격자의 크기가 감소하여도 미세한

난류의 비정상 거동을 포착할 수 없으나, DES는 격자가 조밀해짐에 따라 와류붕괴 후에 발생하는 비정상 난류의 요동을 더욱 높은 해상도로 포착하고 있다.

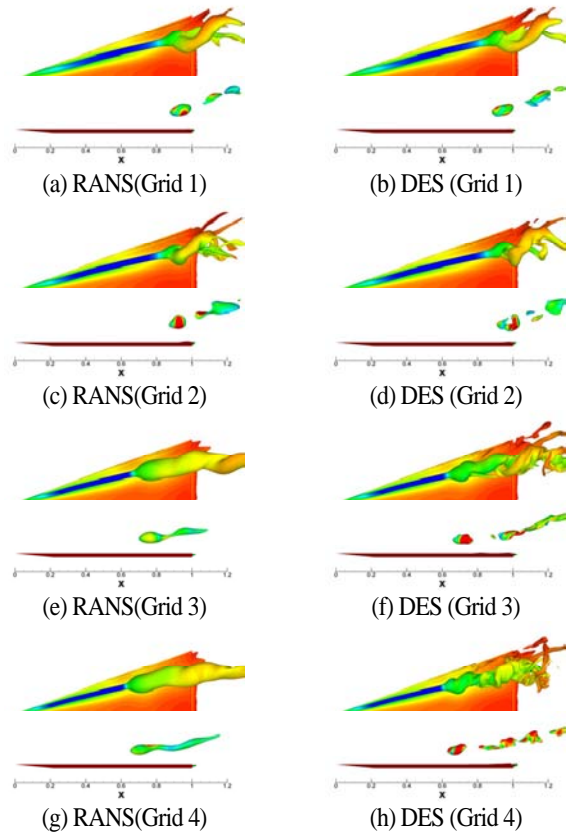


Fig. 6 Instantaneous iso-surfaces of entropy and zero-axial velocity.

Fig. 7은 무차원 시간 4부터 10까지의 양력 계수의 변화를 네 가지 격자계에 대해 나타낸 것이다. 격자가 조밀해짐에 따라 와류붕괴 위치가 앞으로 이동하게 되고, 이로부터 축방향 속도가 큰 와류 코어영역이 감소하여 시간 평균된 양력 또한 감소하게 된다. 시간 평균된 양력의 감소는 DES 및 RANS의 두 해석기법 모두 나타나나 비정상적인 양력의 요동은 DES에서 보다 확연하게 나타난다. 비정상적인 양력의 요동은 Fig. 8의 양력 계수에 대한 PSD로부터 정량적으로 측정될 수 있다. RANS 결과는 네 격자계에 대해 모두  $St$ 가 10 이상의 고주파수 요동이 나타나지 않는다. 그러나 DES의 경우 격자가 비교적 성긴 Grid1과 Grid2에서는 RANS에서와 같이  $St$ 가 10 이상인 요동이 나타나지 않는 반면에 Grid3과 Grid4에서는  $St$ 가 10 이상인 고주파수를 가지는 요동이 발생함을 확인할 수 있다. 격자의 조밀도에 대한 두 해석기법의 비교를 통해 RANS 해석으로는 격자가 충분히 조밀해져도 세밀한 난류의 비정상적 거동을 포착할 수 없으나, DES의 경우 격자가 조밀해질수록 세밀한 난류의 거동을 포착할 수 있어 대규모 박리가 발생하는 난류장을 더욱 정확하게 묘사할 수 있음을 확인하였다.

Fig. 9는 Grid4에 대한 DES해석의 축방향 와도분포를 실험과 비교하여 나타낸 것이다. 와류붕괴가 발생하기 이전인  $x/c_{root}=0.53$ 단면에서는 시계방향으로 회전하는 주와류의 세기가 실험과 유사한 값을 가지며, 주와류와 경계층의 상호작용으로 발생하는 반시계방향의 이차와류를 날개의 끝단영역에서 포착하고 있다. 또한 와류붕괴 위치 이후인  $x/c_{root}=0.74$ 와 0.84 단면에서는 와류코어의 크기가 급격히 증가됨을 확인할 수 있다. 실험에서의 와도 분포에서는 전단층에 와류의 세부

구조(sub-structure)가 존재함을 확인할 수 있으나, DES 해석에서는 이러한 세부구조가 나타나지 않고 있다. 이러한 세부적인 와류 구조를 포착하기 위해선 보다 조밀한 격자계를 이용한 해석이 필요할 것으로 판단된다.

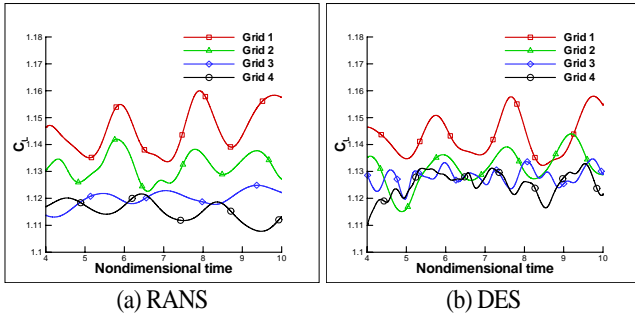


Fig. 7 Time history of lift coefficients for grid refinement.

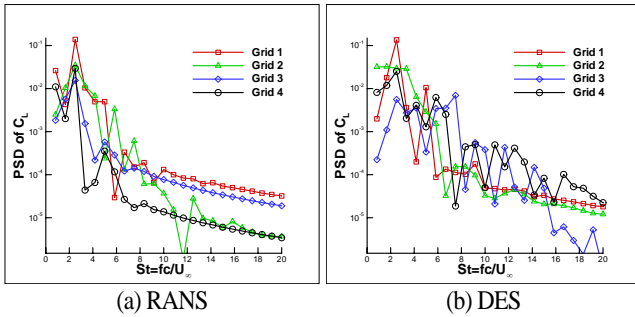


Fig. 8 Power spectral density of lift coefficients for grid refinement.

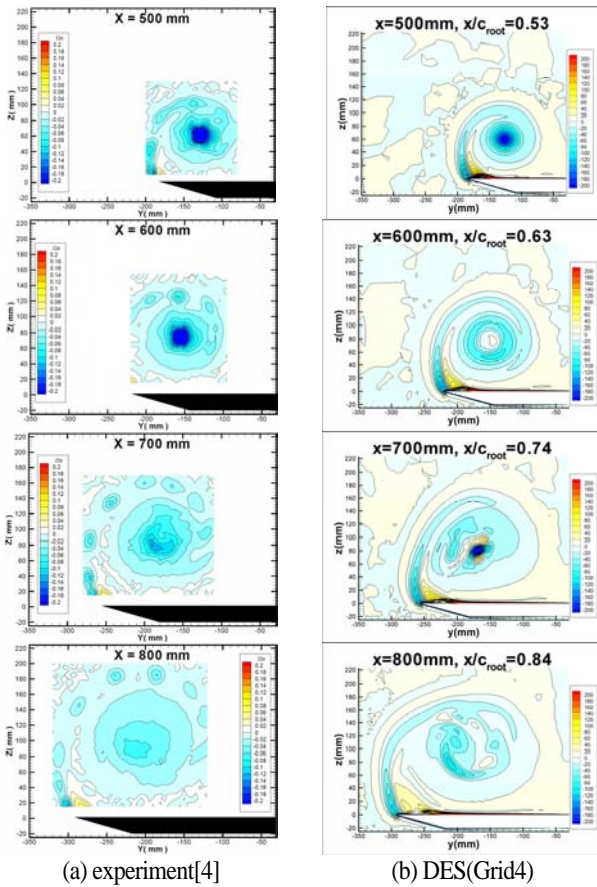


Fig. 9 Comparisons of axial vorticity contours with experiment.

#### 4. 결론

본 연구에서는 비정렬 격자점 중심 유한체적법에 기반한 비정상 RANS 유동 해석 코드를 DES해석이 가능하도록 확장하고, 고반음각에서의 삼각날개 유동에 대한 비정상 RANS 및

DES해석으로부터 대규모 박리가 발생하는 유동에 대한 두 해석 기법에 대한 특성을 파악하였다. 정확한 DES 해석을 위해 시간간격과 이중시간적분 반복횟수가 시간정확도에 미치는 영향을 파악하여 최적의 시간간격과 이중시간적분 반복횟수를 결정하였다. 동일한 계산조건 하에서 다양한 해상도를 가지는 격자계에 대해 RANS와 DES해석 결과를 비교함으로써 대규모 박리가 발생하는 유동에 대한 RANS해석의 한계를 확인하고, DES 해석에 있어 격자 조밀도가 해의 해상도에 미치는 영향을 검토하였다. 대규모 박리가 발생하는 난류 유동장의 정확한 해석을 위해서는 격자가 조밀해질수록 보다 작은 규모의 난류 거동을 포착할 수 있는 DES 기법의 적용이 필요함을 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다. (계약번호 UD070041AD)

#### 참고문헌

- [1] Gursul, I., "Review of Unsteady Vortex Flows over Slender Delta Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2 (2005), pp. 299-319.
- [2] Fisher, D., Del Frate, J. H., and Zuniga, F. A., "Summary of In-Flight Flow Visualization Obtained from the NASA High Alpha Research Vehicle," NASA TM-101734 (1991).
- [3] Werle, H., "Quelques Resultants Experimentaux sur les Ailes en Fleche, aux Faibles Vitesses, Obtenus en Tunnel Hydrodynamique," *La Recherche Aeronautique*, No. 41 (1954).
- [4] Mitchell, A. M., "Experimental Data Base Selected for RTO AVT Numerical and Analytical Validation and Verifications: ONERA 70-deg Delta Wing," AIAA Paper 20003-3941, (2003).
- [5] Goertz, S., "Time-Accurate Euler Simulations of a Full-Span Delta Wing at High Incidence," AIAA Paper 2003-4304, (2003).
- [6] Soewarmoto, B. I. and Boelens, O. J., "Simulation of Vortical Flow Over a Slender Delta Wing Experiencing Vortex Breakdown," AIAA Paper 2003-4215, (2003).
- [7] Morton, S. A., Forsythe, J. R., Mitchell, A. M., and Hajek, D., "DES and RANS Simulations of Delta Wing Vortical Flows," AIAA Paper 2002-0587, (2002).
- [8] Morton, S. A., "High Reynolds Number DES Simulations of Vortex Breakdown over a 70 Degree Delta Wing," AIAA Paper 2003-4217, (2003).
- [9] Mitchell, A. M., Morton, S. A., Huang X. Z., and Verhaagen, N. G., "NATO ROT AVT Task Group-080 "Vortex Breakdown over Slender Wings" Validation and Verification, Conclusion and Recommendations," AIAA Paper 2003-4218, (2003).
- [10] Strang, W. Z., Tomaro, R. F., Grismer, M. J., "The Defining Memethos of Cobalt: A Parallel, Implicit, Unstructured Euler/Navier-Stokes Flow Solver," AIAA Paper 99-0786, (1999).
- [11] 정문승, 권오준, "비정렬 혼합 격자계 기반의 삼차원 점성 유동 해석 코드 개발," *한국항공우주학회지*, 35권 8호 (2007), pp. 677-684.
- [12] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulent Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, (1992).
- [13] Spalart, P. R., Jou W. H., Strelets M., and Allmaras, S. R., "Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approaches," *Advances in DNS/LES*, 1st AFOSR Int.
- [14] Spalart, P. R., "Young-Person's Guide to Detached-Eddy Simulation Grids," NASA/CR-2001-211032, (2001).