등속도로 하강중인 회전 낙하산의 공력특성에 관한 수치적 연구

제 상 언[1], 정 성 기[1], 곽 상 혁[2], 명 노 신[3], 조 태 환*[3]

A NUMERICAL STUDY ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A ROTATING PARACHUTE IN STEADY DESCENDING MOTION

S.E. Je[1], S.G. Jung[1], S.H. Kwag[2], R.S. Myong[3], and T.H. Cho*[3]

In this paper a method for analysing aerodynamic characteristics of a rotating parachute in steady descending motion is presented. Because of a complex geometric configuration of the parachute associated with side vents and discontinuous skirts, special procedure was adopted to handle the geometry in the analysis. A panel method was successfully applied to the present problem and yielded good results using above procedure. A CFD code using the full Navier-Stokes equations was also applied and produced good results. Parachute free drop and wind tunnel tests were performed to determine the fully developed canopy configuration and aerodynamic characteristics. The method can be used for optimizing the parachute size and side vent configurations.

Key Words: 회전 낙하산 공기역학(Rotating Parachute Aerodynamics), 패널법(Panel Method), 전산유체역학(CFD)

1. 서 론

다공성의 재질로 만들어진 낙하산의 공력특성에 관한 연구에서 아주 복잡한 주위 공기 흐름과의 간섭으로 설계 성능의 예측에 많은 어려움이 있어 대부분의 자료 획득은 풍동을 이용한 실험적 과정[1]을 통해서 얻어진다. 따라서 각종 문헌을 통해 상세한 자료를 확보하기에 어려움이 존재하며, 대개의 경우 독점적인 자료로 취급해 발표되지 않거나 일부 낙하산의 형상과 실험조건을 부분적으로만 기술하여 설계 단계에서 설계 타당성을 확인하기가 쉽지 않은 실정이다. 본 연구에서는 이러한 문제를 극복하기 위해 패널기법[2] 및 CFD 기법에 기초한 전산수치 코드를 사용할 수 있다고 판단하였다. 또한 회전하는 낙하산의 낙하속도와 정상상태의 회전속도에 대한 수치적 연구를 수행하였으며 낙하속도 계산을 위한 수치해석 기법으로는 포텐셜 방정식과 경계층 이론을 접목시킨 점성-비점성 연계 기법과 비압축성 Navier-Stokes 코드를 사용하여 그 결과를 비교 검토 하였다. 회전 낙하산의 정상상태의 회전 속도는 자체 개발한 코드를 이용하여 계산하였다.

접수일: 2006년 2월 6일, 심사완료일: 2006년 3월 2일.

1 경상대학교 대학원 항공공학과
2 한국항공우주산업(주)
3 종신회원, 경상대학교 기계항공공학부
* Corresponding author E-mail: thcho@gsnu.ac.kr

2. 전산수치기법을 이용한 공력해석

2.1 패널코드

낙하산의 Side Vent 크기의 변화에 따른 공력특성의 변화를 효율적으로 예측하기 위해 패널코드와 경계층 이론[3]을 접목시킨 점성-비점성 연계 기법을 사용하였다. 패널 코드는 용출(source)과 용흡중첩(doublet)[4]을 이용한 비점성, 비압축성 Laplace 방정식을 포텐셜 유동에 대한 지배방정식으로 사용하였다. Laplace 지배 방정식은 적절한 경계 조건을 적용함으로써 풀이될 수 있다. 외부 흐름의 경우에 유동 영역은 물체의 표면과 무한대 조건에 의해 결정된다. 물체 표면에서는 접선방향 흐름 경계조건, 무한대에서는 교란 포텐셜을 영으로 하는 조건을 적용하였다. 물체의 비정상 유동은 자유 후류를 이용한 시간영역 패널법을 사용하여 비정상 유동을 해석하는 방법을 이용하였다. 경계층 이론은 B. Thwaites 기법[3]을 기초로 하였다.

2.2 Navier-Stokes 코드

저속에서의 낙하산주위의 공기흐름을 정확히 묘사하기 위하 비압축성 Navier-Stokes 방정식에 기초한 상용코드 Fluent를 사용하였다. Fluent 코드는 Cell 중심 유한 체적법, Implicit 시간 전진법을 기초한 코드이다. 압력-속도 결합에 대한 부호 이산화는 SIMPLE 알고리즘을 사용하였으며, 운동량, 난류 동에너지 및 난류 소산율은 1차 풍상 기법을 사용하였다. 난류 모델[5]은 k-epsilon 모델을 사용하였다.

2.3 회전하는 낙하산 문제에 적용

낙하산의 전개시의 형상은 낙하산 재질의 특성과 낙하산 내외부의 압력에 의하여 결정되며 본 연구에서는 경상대학교 아음속 풍동을 이용한 실험값 및 참고자료들을 통하여 전개시의 형상을 결정하였다. 전처리 과정에서의 Side Vent 크기의 변화와 Suspension Line의 길이에 따라 달라지는 형상을 구현하기 위해서는 기존의 상용화된 도구를 이용하기에는 시간적 소요가 많아 자체 코드를 개발하여 전처리 과정을 처리하였다. 패널 코드에서 낙하산 각각의 조각을 날개로 가정하여 문제를 해석한 결과 상당히 좋은 결과를 얻을 수 있었다. 후류는 날개이론을 적용하였기 때문에 앞전 부근에서는 유동의 박리가 일어나지 않고 Kutta 조건을 적용한 뒷전과 Side Vent에서의 제트류에 의한 후류[6]만을 적용시켰다. 정상 상태에서의 회전력을 계산해본 결과 Side Vent에서의 제트류에 대한 계산이 실제 현상과는 차이가 존재해 Side Vent에서 흘러 나오는 제트류에서의 속도를 이용한 Roll Moment 계수와 낙하산 캐노피에서의 표면 마찰력과 Suspension Line, Payload에 의한 Roll Damping 계수[7]를 계산하여 정상 상태에서의 낙하산의 회전속도를 계산하였다.

3. 예측 결과 및 검증

3.1 계산 조건

Flated 낙하산의 초기 하강속도는 13m/sec로 가정하였으며 낙하산의 직경은 1.4m이다. 패널코드에서의 격자는 낙하산 한 조각의 패널수가 30×14로 총 3600개의 패널을 사용하였다. Navier Stokes 코드의 격자는 비정렬 격자로써 2,320,477개의 격자와 19개의 블럭으로 구성하였다. 캐노피를 펼쳤을 때의 지름을 기준으로 캐노피에서 유입류 및 원방까지의 비율을 지름의 3배, 캐노피에서 유출구까지의 비율을 지름의 5배를 부여하였다. 캐노피의 끝단과 Suspension Line이 접선인 관계인 낙하산의 자유흐름의 속도는 약 12m/s이다. 풍동 시험부는 2.2m×2.0m인 아음속 풍동이며, 낙하산의 직경은 1.0m이다. 전개시의 투영 직경은 0.78m로 약 2.8배가 된다.

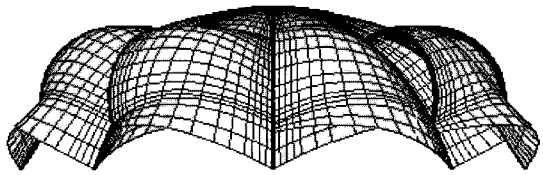

Fig. 1 Flated parachute canopy

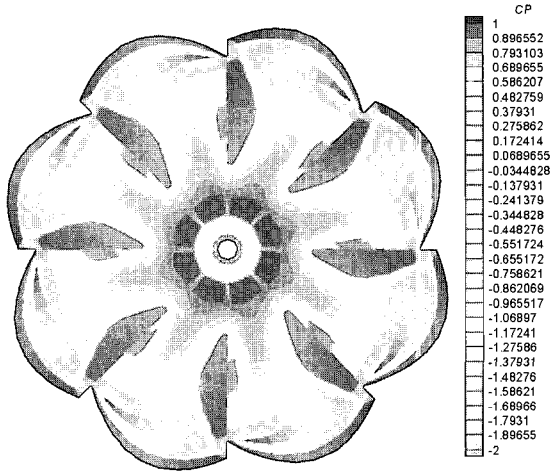

Fig. 2 C_P distribution by panel code

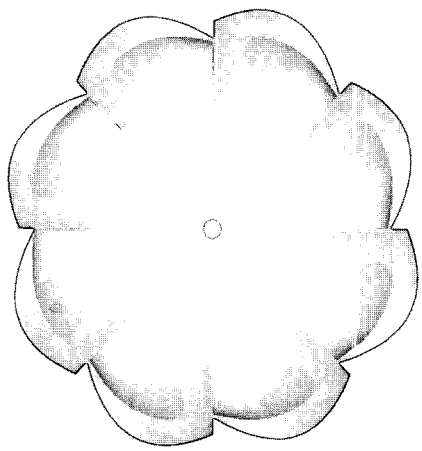

Fig. 3 C_P distribution by Navier-Stokes code

3.2 주요 공력 계수

3.2.1 정상 상태에서의 항력 계수

Fig. 1처럼 Flated 낙하산 캐노피인 경우 회전하지 않을 때 패널코드와 Navier-Stokes 코드를 이용해서 항력계수와 낙하속

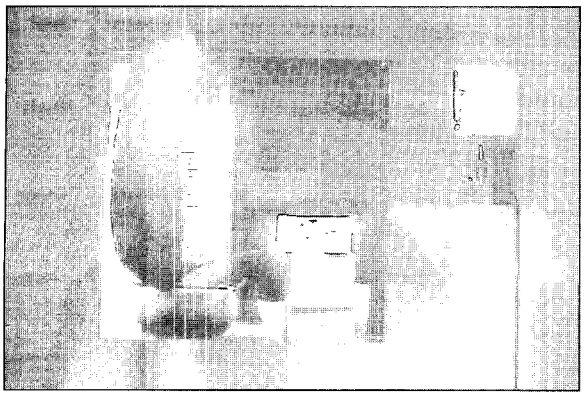

Fig. 4 Wind tunnel test

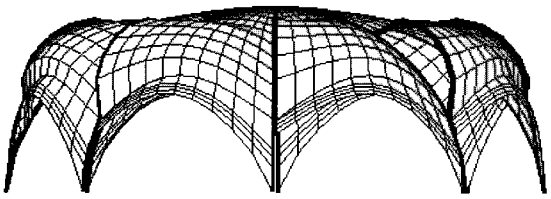

Fig. 5 Updated parachute canopy geometry

도를 계산하였다. 낙하산의 직경은 1.4m이고 자유류 속도는 13m/sec이다.

Fig. 2는 패널 코드 계산 결과를 나타내며 캐노피의 끝단에서 발생한 대칭 와류 및 중앙 Vent에서의 압력 분포를 확인할 수 있다. 캐노피의 끝단과 중앙 Vent의 압력계수의 절대값이 낮은 것은 그러한 부분에서 유속이 상대적으로 빠른 것을 의미한다. 캐노피의 끝단에서 발생한 와류와 캐노피 위에서 발생한 와류는 물리적 현상과 비교해 볼 때 상당히 유사한 경향성을 보여주고 있다. Fig. 3은 Navier-Stokes 코드 계산 결과를 나타내며 Canopy 표면에서 패널코드와 유사한 패턴의 압력 분포를 보여주고 있다.

Table. 1은 정상상태에서의 낙하산의 항력계수를 나타낸다. 패널 코드에서는 $C_D = 1.0483$ 이고 Navier-Stokes 코드에서는 $C_D = 1.14$로 두 코드상의 약간의 값의 차이는 있으나 경향은 비슷하였다.

Table. 1 C_D and V_d of parachute

구 분	패널 코드	N-S 코드
C_D	1.0483	1.14
$V_{descent}$[8]	10.487m/s	10.06m/s

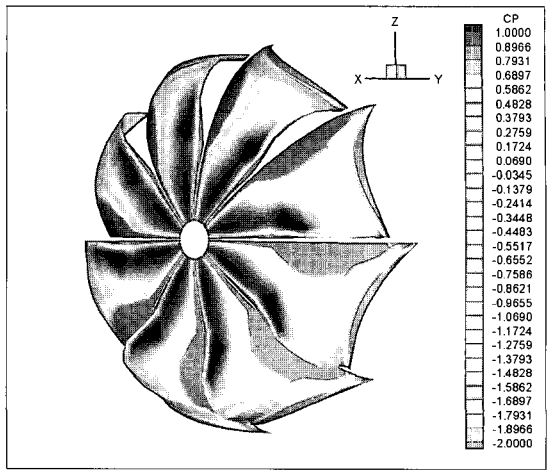

Fig. 6 C_P distribution of parachute external surface

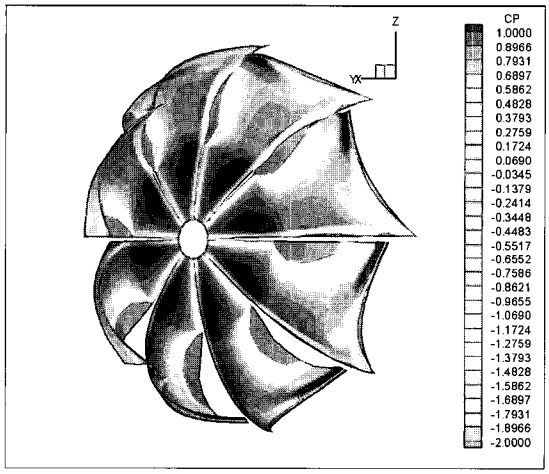

Fig. 7 C_P distribution of parachute inner surface

3.2.2 비정상 상태에서의 항력 계수

캐노피의 끝단이 Suspension Line과 접선이 되지 않는 Fig. 1 의 형상은 실제 낙하산이 전개될 때의 형상과는 다소 차이가 있어 비디오 분석과 자체 개발한 낙하산 형상 구현 프로그램을 이용하여 Fig. 5처럼 캐노피의 끝과 Suspension Line이 서로 접선이 되도록 형상을 재설계하였다. 경상대학교의 아음속 풍동을 이용한 실험은 Fig. 4에서와 같이 자유롭게 회전하는 낙하산의 항력을 측정 하였다.

재설계 되어진 형상을 사용하여 항력계수를 계산해 본 결과 패널 코드와 풍동 실험값이 비슷한 값을 보여주었다.

Fig. 6과 Fig. 7은 실제 낙하산이 전개 될 때의 형상에 대해 패널 코드로 계산한 결과를 보여준다. 회전 낙하산의 안쪽과 바깥쪽 압력분포를 비교해 보았을 때 안쪽 부분의 압력이

높은 것을 확인 할 수 있으며 물리적인 측면에서 타당하다고 판단된다. 또한 캐노피의 끝단과 Side Vent의 압력계수의 절대 값이 낮고 유속이 상대적으로 빠른 것을 확인 할 수 있었다.

Table. 2는 풍동 실험, 회전하지 않을 때의 낙하산 및 회전할 때의 낙하산의 항력계수를 비교한 것이다. 자유류의 속도는 풍동에서는 11.862m/sec 이고, 낙하산의 하강속도는 12m/sec을 사용하였다. 계산결과 회전할 때의 항력계수 값이 더 회전하지 않을 때 보다 더 크게 나타났고, 풍동 실험과 회전하는 낙하산의 비교에서는 값의 차이는 있으나 거의 유사한 값을 보여주었다.

3.2.3 회전하는 낙하산의 Roll Moment 계수

직경이 1.35m인 회전하는 낙하산에 대해 Side Vent의 면적이 일정할 경우 식 (1,2)을 이용하여 Roll Moment 계수와 Roll Damping 계수에 의한 정상상태에서의 낙하산의 회전속도를 계산하였다. 식 (1)은 각각의 Side Vent의 내·외부의 압력 차이에 의한 Jet 흐름에서 발생하는 Rolling Moment를 합하여 계수화 한 것이다[8].

$$C_{l0} = \frac{M}{q \cdot S \cdot d} = 0.00287 \cdot S_V \cdot (8.48 - 0.8\pi\omega)^2 \quad (1)$$

여기서 ω는 각속도를 의미하며, 식의 우변항은 반경, 밀도, S_V, 상대속도의 제곱들의 곱을 나타낸다.

식 (2)에서 Payload와 Suspension Line의 Roll Damping 계수는 각각의 형상에 대한 항력 계수를 이용하여 회전 반대 방향에 대한 힘을 구하고 회전축에서의 거리를 이용하여 Moment를 구하였다. 또한, Canopy에서의 C_{lp}는 패널 코드계산시 경계층 계산 Routine에서 얻어지는 계산 결과를 활용하였고 식 (2)에서의 C_{lp}는 각 파트의 합인 것이다.

$$C_{lp} = C_{lpSuspention} + C_{lpPayload} + C_{lpCanopyskin} \quad (2)$$

Table. 2 Comparison of drag coefficients in theoretical prediction and experimental data

구 분	V_∞	Diameter	C_D
Experiment	11.862m/sec	1.0m	0.623
Steady State	12m/sec	1.35m	0.611
Rotating	12m/sec	1.35m	0.639

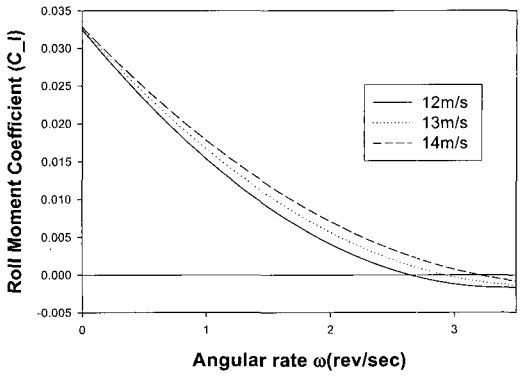

Fig. 8 Roll moment coefficient change for angular rate and descent velocity

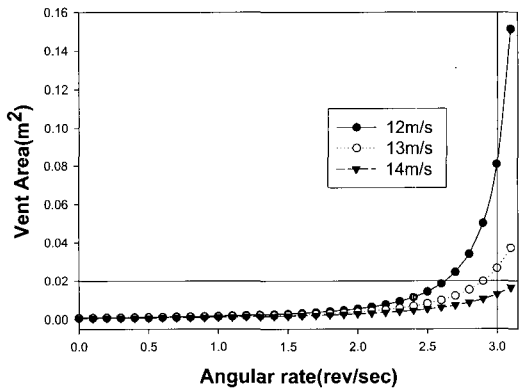

Fig. 9 Relation of angular rate and side vent area in constant descent velocity

Fig. 8은 낙하속도에서 C_{l0}[7]은 0.032이고 Roll Damping이 일어나면서 회전이 감속되며 낙하속도에 따라 정상상태의 회전속도가 다르게 나타남을 보여준다.

$$C_l = C_{l0} - C_{lp} \quad (3)$$

Table. 3 Steady state angular velocity

Descent Velocity	Steady State Angular Rate
12(m/sec)	2.64(rev/sec)
13(m/sec)	2.9(rev/sec)
14(m/sec)	3.2(rev/sec)

Table. 3은 Fig. 8에서의 낙하속도에 대한 정상상태의 회전속도 값을 표로 나타낸 것이며 Fig. 9는 직경이 1.35m인 회전하는 낙하산에 대해 Side Vent의 면적과 회전속도에 대한 관계를 나타낸 것이다. 낙하속도가 12m/sec를 기준으로 했을 때 Side Vent의 면적이 $0.02m^2$ 이라고 하면 2.6 rev/sec의 정상상태 회전속도를 갖는다. 이 그래프는 회전하는 낙하산의 초기 Side Vent 면적을 정할 때 좋은 자료로 활용될 수 있을 것이다. 또한 현 Side Vent 면적에 대해서는 12m/sec에서의 낙하산 풍동실험의 비디오 분석과는 거의 일치함을 보였다.

4. 결 론

본 연구에서는 낙하산 주위의 저속 공기흐름을 정확히 묘사하기 위해 점성-비점성 연계기법 코드와 비압축성 Navier-Stokes 코드를 사용하였다. 회전하는 낙하산의 항력계수를 이용하여 하강속도를 계산하였으며, 낙하산의 Side Vent에서 흘러나오는 제트류에 의한 롤 모멘트 계수와 낙하산 표면의 마찰력, Suspension Line과 Payload에 의한 롤 댐핑 계수를 이용하여 정상 상태에서의 회전속도를 계산하였다. 계산결과 낙하산 항력계수와 회전속도에서는 풍동 실험결과에 근접하는 결과를 얻었지만, 정확한 검증을 위해서는 실제 회전 낙하산의 Suspension Line 및 Payload에 관련된 항력을 대한 계산이 필요하다고 판단된다. 전산수치기법에서 패널코드는 후류의 박리점과 형상의 변화에 따라 상당히 다른 결과 값을 나타내기 때문에 좀 더 깊은 연구가 필요하다고 여겨지며, Navier-Stokes 코드에서는 보다 정확한 공력특성 예측을 위해 비정상 계산이 추가적으로 필요하다고 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소와 경상대학교 항공기부품기술연구센터의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

[1] 오세윤, 김찬기, 이종건, 안승기, 2002, "낙하산 캐노피 전개 특성에 관한 실험적 연구," *한국항공우주학회*, 제30권, 제7호, p.11-19.

[2] Cho, T.H., 1985, "Computation of Three-Dimensional Potential Flow around a Finite Wing with a Leading Edge Discontinuity at High Angle of Attack," *Ph.D. Thesis, University of Maryland.*

[3] Schetz, J.A., 1993, Boundary Layer Analysis, *Prentice Hall.*

[4] Katz, J., and Maskew, B., 1988, "Unsteady Low-Speed Aerodynamic Model for Complete Aircraft Configuration," *AIAA* Paper 86-2180; also, *Journal of Aircraft,* Vol.25, No.4, p.302-310.

[5] Wilcox, D.C., 2002, Turbulence Modeling for CFD, 2nd ed., *DCW Industries.*

[6] Strickland, J.H., 1986, "On the Utilization of Vortex Methods for Parachute Aerodynamic Predictions," *AIAA-86-2455.*

[7] Doherr, K.F., and Synofzik, R., 1986, "Investigations of Rotation Parachutes for Submunitione," *AIAA-86-2438.*

[8] Knacke, T.W., 1992, Parachute Recovery Systems, *Para Publishing.*