

# 한국형 저비용 저고도 공중보급 체계용 낙하산 전개 특성 풍동시험

김승필<sup>1)</sup> · 정인식<sup>\*,1)</sup> · 권기범<sup>1)</sup> · 최윤석<sup>1)</sup> · 정형석<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> 공군사관학교 항공우주공학과

## Wind Tunnel Test for the Inflation Characteristics of the Korean Low Cost Low Altitude Aerial Delivery System

Seung Pil Kim<sup>1)</sup> · Insik Jung<sup>\*,1)</sup> · Kybeom Kwon<sup>1)</sup> · Younseok Choi<sup>1)</sup> · Hyungseog Chung<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> Department of Aerospace Engineering, Republic of Korea Air Force Academy, South Korea

(Received 9 January 2017 / Revised 11 April 2017 / Accepted 26 May 2017)

### ABSTRACT

A wind tunnel test for the scaled parachute models was performed to verify aerodynamic characteristics for practical usage of Korean low cost low altitude aerial delivery system. The cruciform shaped cargo parachute models for heavy and light weight were ejected into wind tunnel test section; and the drag forces acting on the models in steady condition were measured in accordance with velocity. Also, the maximum opening forces during inflation were obtained and captured by a high speed camera to analyze the inflation characteristics and evaluate the design of the low cost aerial delivery system. The results showed a reliable stability and met the design requirement of delivery operation system for R.O.K Air Force.

Key Words : Korean Low Cost Low Altitude Aerial Delivery System(한국형 저비용 저고도 공중보급체계), Parachute(낙하산), Drag Force(항력), Inflation Characteristics(전개 특성)

### 1. 서론

낙하산은 육·해·공군의 작전과 무기체계 전술 운용 시 훈련 목표 달성을 위하여 다양하게 활용되고 있다. 그 활용에는 조종사 사출용, 전투기용 감속용, 특수부대 요원 공수임무, 공대잠, 공대지 유도무기용 소형

낙하산, 조명탄 투하, 전·평시 긴급물자 보급을 위한 공중 화물 투하용 감속 낙하산 등이 있다. 국외 사례는 우주 임무 수행 후 귀환하는 우주선 캡슐, 화성탐사선이 화성 표면 착륙 시 에어로 브레이킹용 감속 낙하산에 관한 연구도 수행되었다<sup>1,7)</sup>. 최근에는 민간용 경항공기(Cirrus SR-22)와 무인항공기에 장착하여 비상 상황 발생 시 안전한 착륙을 위해 낙하산을 장착하는 사례도 있다. 이와 같이 낙하산은 그 활용범위가 군사적 운용, 우주임무, 무인기에 이르기까지 다양

\* Corresponding author, E-mail: ssiga-j@hanmail.net  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

한 비행체에 응용하여 확장되는 추세다. 낙하산은 접혀진 상태에서 개산되는 과정을 거치는 운용특성상 캐노피 전개 과정은 비정상 흐름과 박리(separation) 등을 수반하는 매우 복잡한 공기역학적 현상을 포함한다. 이는 낙하산 캐노피 전개 시 형상이 불규칙적으로 변화하면서 주변 공기 흐름과의 간섭이 발생하기 때문이다. 낙하산 전개력(opening force)과 캐노피 전개에 따른 공기역학적 현상은 해석적으로 모델링하기가 어렵다. 해석적으로 모델링을 하였다고 하더라도 그 캐노피 전개과정을 예측하기는 매우 어려운 문제로 알려져 있다. 이런 한계를 극복하기 위해 실물 낙하산과 축소모형 낙하산 전개에 대한 다양한 실험적 연구가 수행되어 왔다. 캐노피 팽창 과정에서 위험요소와 복잡성으로 인하여 낙하산 전개는 실제 비행시험보다는 풍동시험이 주로 이용된다<sup>[1-9,11]</sup>. 풍동시험에서는 측정부 제한사항에서 발생하는 동압변화에 의한 공기역학 특성으로 인하여 벽면효과<sup>[10]</sup>를 고려한 낙하산 전개에 관한 연구가 수행되어 왔다. 국내에서 수행된 실험연구 사례를 보면, Oh, Kim, Lee Park and Hyun<sup>[2]</sup>은 낙하산 스커트 부분 연결된 줄인 reefing-line 형상이 캐노피 팽창에 안정적 영향을 미침을 확인하였다. Oh, Kim, Lee and Ahn<sup>[3]</sup>은 낙하산 캐노피 전개특성에 대해 아음속 풍동을 통한 실험적 연구를 수행하여 5종의 낙하산 모델 공력특성에 대한 비교평가를 실시하였다. Lim<sup>[5]</sup>과 Lim and Kim<sup>[6]</sup>은 저고도에서 사용하는 기본 십자형 낙하산에 외형 변형을 주어 측풍 영향에 대한 방향제어 글라이딩 및 활공 효과의 증가에 관한 연구를 수행하였다. 한국 공군은 공중 화물 투하용 낙하산을 해외구매 장비로 도입하여 운용하여 왔다. 최근 고가의 해외 도입 비용을 절감하기 위해 낙하산을 국산화하여 전력지원체계 사업으로 보급을 추진하고 있다. 그 과정의 일환으로 화물투하 낙하산을 전투실험 과제로 선정·수행하였다. 본 시험의 목적은 낙하산 축소 모델을 이용한 공력 특성과 낙하산 전개 시 최대전개력을 파악함으로써 화물투하 안전성을 검증하여 실제 비행시험 환경 이전에 데이터를 제공하는 것이다. 고안된 모델별로 유속 변화에 대해 정적 상태에서 항력계수를 측정하였으며, 낙하산 종류별 안전성과 완전전개(fully opened) 시 최대전개력을 확인하였다. 본 시험에서 얻은 낙하산 모델별 항력계수와 최대전개력은 설계 목표에 도달하는 결과를 확인할 수 있었다.

## 2. 실험장치 구성 및 모델

### 2.1 실험장치 구성

본 시험에 사용된 공군사관학교 중형 아음속 풍동은 공력 측정을 위해 모델을 설치하는 시험부의 크기가 가로 3.5 m × 높이 2.45 m × 길이 8.7 m이다. 풍동 시험부 단면적은 8.575 m<sup>2</sup>, 최대 유속은 92 m/s이며, 난류도는 74 m/s에서 0.1 % 이내를 유지한다. 유동 흐름각 변화는 0.1° 이하이며, 수축비는 7.26:1이다. 낙하산 모델의 공력을 측정하고 전개특성을 파악하기 위한 실험 장치 및 구성은 Fig. 1과 같다.

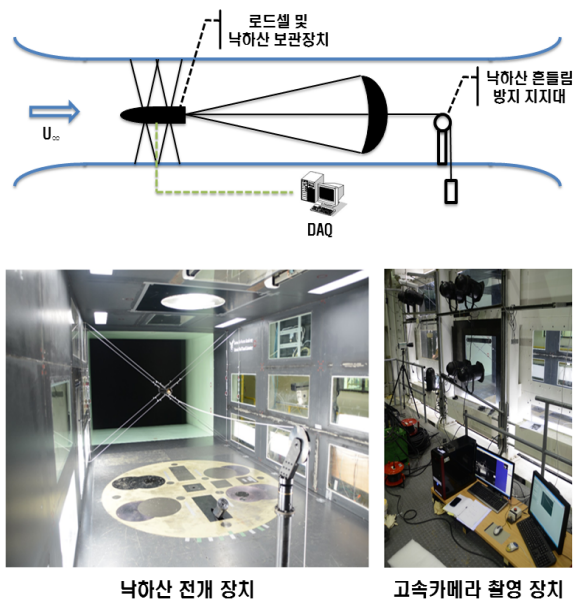


Fig. 1. Parachute deployment measurement setup

투하 안전성 시험을 위하여 항력측정용 장치와 최대 전개력 시험 장치를 각각 제작하였다. 낙하산 사출과 전개를 위한 실험에서는 일반적으로 고정형 지지대 또는 와이어를 이용한다. 본 시험에서는 와이어 형태 지지대를 이용하였다. 항력측정용 시험 치구는 측정부 내 측면 벽면에 직경 6 mm 금속와이어를 십자형으로 10 cm 간격으로 두 개의 줄을 설치하고, 교차하는 중간지점에 로드셀 연결봉과 낙하산 연결 장치를 설치하였다. 정적 성능 시험을 위하여 시험부 후방에는 낙하산 흔들림 방지를 위한 지지대를 설치하였다. 최대 전개력 시험장치도 두 개의 금속 와이어를 사용하였으며, 두 줄 사이 간격은 70 cm로 하였다. 낙

하산 보관 장치는 와이어 중앙부 교차 지점에 직경 10 cm, 길이 100 cm의 반구 원통형 보관 장치를 제작하여 설치하였다. 낙하산은 접혀있는 상태에서 외부와 연결된 트리거 신호에 의하여 전개될 수 있도록 하였다. 원통형 보관 장치 내부에는 항력 측정용 로드셀과 낙하산 연결고리, 시험용 낙하산을 삽입하였으며, 낙하산 끝단에는 사출용 당김줄이 시험부 외부에서 신호를 보낼 수 있게 사출장치와 연결하였다. 자료 측정을 위한 장치로는 로드셀, 계측장치, 지지대 1 Set, 케이블, 후방지지대, 낙하산 사출장치 및 전개 되는 형상을 촬영하기 위한 초고속 카메라 등으로 구성하였다. 낙하산 모델에 작용하는 공력은 로드셀을 이용하여 측정하였으며, 측정된 자료는 자료획득 장치를 통해 컴퓨터에 저장되도록 구성하였다. 최대 전개력 및 항력 측정용 1축 로드셀의 최대용량은 2,000 kg로 1.0028 mV/V를 출력하며, 계측하중에 대한 오차한계는 0.15 %이다. 캐노피 최대전개력 측정을 위한 계측장치는 National Instrument사의 PXI 1050 시스템을 사용하였다. 아날로그/디지털 신호변환 장치는 PXI-6251이며 분해능 16 bit이다. 1 kHz Data Acquisition 과정에서는 4 Hz 저주파 필터를 이용하였다. 낙하산 전개과정은 DANTEC MK III 고속비디오 카메라(High speed video camera)를 이용하여 초당 500 프레임으로 촬영하였고 MotionPro 프로그램을 이용하여 변환하였다. 낙하산을 고정하고 계측하기 위하여 캐노피 전방에 설치하는 로드셀 연결봉(직경 5 cm) 및 반구형 원통형 보관 장치 직경의 크기와 캐노피까지의 거리의 비가 9배(거리/직경) 이하의 거리에서는 5 ~ 10 % 가량의 항력손실이 발생하고, 9배 이상의 거리에 위치하면 5 % 이하의 항력손실이 발생된다고 알려져 있다. 본 시험에서 사용한 최대전개력 측정용 로드셀 연결봉의 직경은 5 cm로 전방체와 캐노피까지의 거리비가 16 ~ 30 이며, 최대전개력 시험용 원형 보관장치 직경과 캐노피까지 거리비는 11 ~ 15였다. 또한 캐노피 직경과 전방지지대의 직경비율(캐노피 직경/전방지지대 직경)은 16 ~ 32로 지지대에 대한 간섭은 본 시험에 반영하지 않았다.

## 2.2 실험모델

풍동실험용 낙하산 모델은 풍동 시험부 단면적과 풍동실험 가능 유속(72 m/s 이하)을 고려하여 낙하산 개산 시 투영 단면적이 1.131 m<sup>2</sup>(풍동 blockage 13.2 %)가 되도록 제작하였다. 본 시험에 사용된 낙하산

캐노피 재질은 PE(Polyethylene)와 PP(Polypropylene) 계열의 합성재료를 이용하였다. 실험 모델의 구분은 501 ~ 2,200 lbs의 중대형 화물 하중을 지탱할 수 있는 Container Delivery System(CDS)와 500 lbs 이하 경량급 화물 투하용 Bundle(BDL)이다.

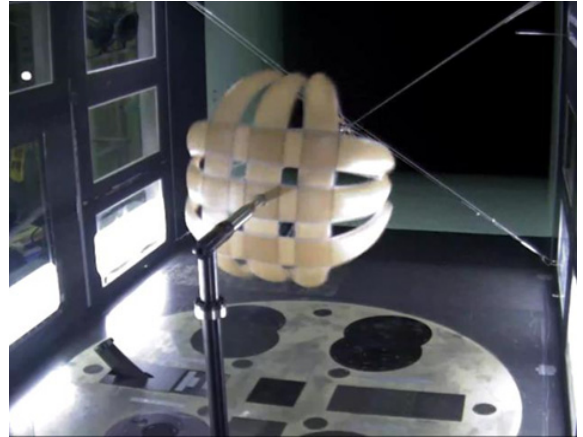


Fig. 2. Fully deployed parachute(CDS-High)

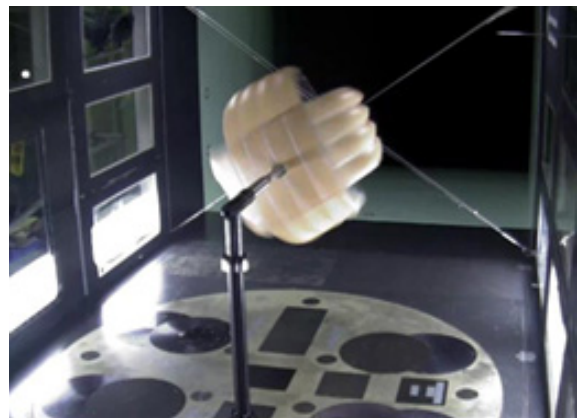


Fig. 3. Fully deployed parachute(BDL-Low)

두 모델은 고속(High) 낙하용과 저속(Low) 낙하용으로 각각 구분된다. 기공이 있는 낙하산은 낙하속도가 빠른 High 모델이고, 기공이 없는 낙하산은 낙하속도가 느린 Low 모델로 각각 구분된다. 각 시험 모델별 축소비율, 단면적 및 모델 공칭직경 등은 Table 1과 같다. Fig. 2와 Fig. 3은 각각 중대형 화물용 CDS-High와 소형 화물용 BDL-Low 낙하산 모델이 완전히 전개된 이후의 형상을 나타낸다.

Table 1. Properties of the parachutes

Model	Actual Area[m <sup>2</sup> ]	Model Scale	Model Area[m <sup>2</sup> ]	Model Diameter[m]
CDS Low	289.87	12:1	2.020	1.604
CDS High	47.85	4.5:1	2.364	1.735
BDL Low	71.82	6:1	1.997	1.595
BDL High	19.52	3:1	2.170	1.662

### 3. 실험조건 및 자료처리

#### 3.1 실험조건

풍동시험은 모델별로 유속 10 m/s ~ 72 m/s의 속도 범위에 대해서 식 (1)을 이용하여 항력계수  $C_D$ 를 산출하였다<sup>[7]</sup>.

$$C_D = \frac{D}{qS} \tag{1}$$

여기서,  $D$ 는 항력,  $q$ 는 보정된 동압(corrected dynamic pressure)이고,  $S$ 는 낙하산 캐노피 최대 전개 시 기공을 포함한 투영단면적(fully opened model surface area including holes)이다. 낙하산 캐노피가 완전하게 펼쳐진 상태에서는 폐회로 풍동 측정부 벽면으로 인해 유동선이 제한된다. 이에 따른 큰 wake가 유동장에 지배적 역할을 하게 되어 낙하산 주위와 벽면 사이에서 동압 증가량에 따른 벽면효과 보정이 필요하다<sup>[10]</sup>. 항력계수 측정을 위한 정적 시험 시 봉쇄효과로 인한 벽면효과 보정(bluff body blockage correction)은 2차원과 3차원 뭉툭한 non-lifting body에 적용하는 Maskell의 식은 정확도가 높은 것으로 알려져 있다. 측정부 전체 벽면효과로 인한 동압 보정은 참고문헌 [4]에서 제시된 식 (2)를 이용하였다. Maskell 벽면 보정식은 시험부 내 동압 증가에 의한 영향을 잘 반영해 주며, 단일 낙하산의 경우 Maskell's blockage factor  $K_M$ 은 기공에 관계없이 1.85를 이용하였다<sup>[4]</sup>.

$$\frac{q}{q_u} = 1 + K_M \frac{(C_D S)_u}{C} \tag{2}$$

여기서,  $K_M$  = Maskell's bluff-body blockage factor,

$C_D S = \frac{D}{q}$ , 항력면적(model drag area),  $C$  = 측정부 단면적(wind tunnel cross sectional area)이며, 하첨자  $u$ 는 벽면효과 보정 이전 값이다.

#### 3.2 불확도 분석

풍동시험에서 불확도 값이란 측정으로부터 획득한 결과 값을 기준으로 참 값이 존재할 신뢰수준을 의미한다. 본 시험에서 분석된 불확도는 측정데이터의 표준편차로 추정되는 통계적 방법에서 얻은 A형과 고정 특성, 장비 사양 등 계측장비의 특성에 따라 추정되는 B형 불확도로 구분된다. 합성표준 불확도 경우 A형과 B형의 불확도 값을 RSS(Root Sum Squares) 방식으로 합산을 하게 되며 식 (3)을 이용하여 구할 수 있다. 신뢰구간을 포함한 확장불확도의 경우 보상계수  $k$ 를 구하여 최종적으로 식 (4)를 이용하여 구하게 된다<sup>[12]</sup>.

$$u_c = \sqrt{u_a^2 + u_b^2} \tag{3}$$

여기서,  $u_c$ 는 합성 표준 불확도,  
 $u_a$ 는 A형 표준 불확도,  
 $u_b$ 는 B형 표준 불확도 이다.

$$U = k u_c \tag{4}$$

여기서,  $U$ 는 확장 불확도,  $k$ 는 보상계수이며, 95 % 신뢰구간에서  $k = 2$  이다.

Table 2. Expanded uncertainty

항목 ( $U_{95}$ )	$C_D$	$D[kgf]$	$q[Pa]$
CDS Low	±0.000616	±3.46788	±3.228
CDS High	±0.000531	±3.48290	±3.228
BDL Low	±0.000627	±3.85508	±3.228
BDL High	±0.000590	±3.55570	±3.228

본 연구에서는 주요 측정값인 항력계수  $C_D$ 와 항력  $D$ , 그리고 동압  $q$ 에 대하여 불확도 분석을 하였으며 95 % 신뢰구간에 대하여 확장불확도를 구하였다. 그 결과는 Table 2와 같다.

#### 4. 시험결과

정상상태에서 레이놀즈수 증가에 따른 항력계수 변화는 Fig. 4와 같다. 유속 10 m/s일 때 레이놀즈수는  $1.0 \times 10^6$ 이며 이때 각 낙하산 모델별 항력계수는 가장 큰 값을 보였으며, 레이놀즈수가 점차 증가함에 따라 완만하게 감소하는 경향을 확인할 수 있다.

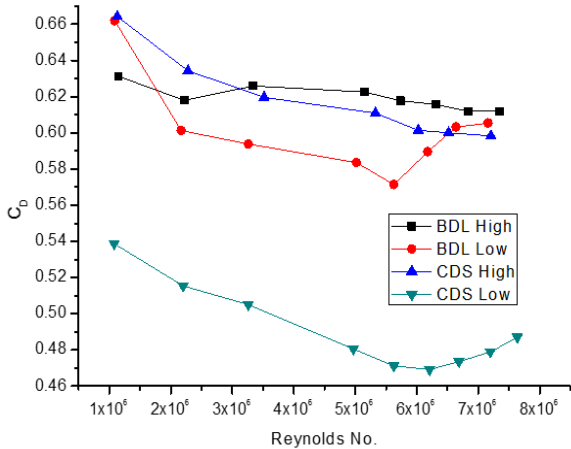


Fig. 4. Drag coefficient with respect to Reynolds No.

이 현상은 레이놀즈수 증가에 따른 항력계수 감소의 영향이 나타난 것이라 판단된다. 중량급 CDS-Low의 항력계수는 다른 낙하산 모델 대비 전 레이놀즈수 영역에서 낮은 값을 보였다. 저속 투하용인 CDS-Low와 BDL-Low 모델은 레이놀즈수  $6 \times 10^6$  부근에서 항력계수가 최소값을 보여주었고 이후에 다시 증가하는 현상을 보였다. 이는 다수 기공이 포함된 고속 낙하용 모델과는 달리 난류유동의 영향으로 항력계수 감소를 가져오는 효과를 보이는 것으로 판단된다. 매끈한 표면을 가지는 원통과 유사하게 항력계수 감소 이후에 다시 증가하는 현상을 확인 할 수 있었다. Fig. 5는 최대전개력 측정 시험결과를 나타낸다. 최대전개력 시험은 유속 70 m/s에서 수행하였으며, 낙하산이 완전히 전개되면서 최대로 작용하는 하중을 확인함에 그 목적이 있다. 따라서 캐노피가 완전하게 전개되기 이전까지는 벽면 봉쇄 비율이 미미하기 때문에 최대전개력 시험에서는 벽면효과보정(wall correction)은 고려하지 않았다. Fig. 5에서 보는 같이 최대 전개력에 이르는 시간은 4종 모델 모두 1초 이내에 이뤄짐을 확인할 수 있다.

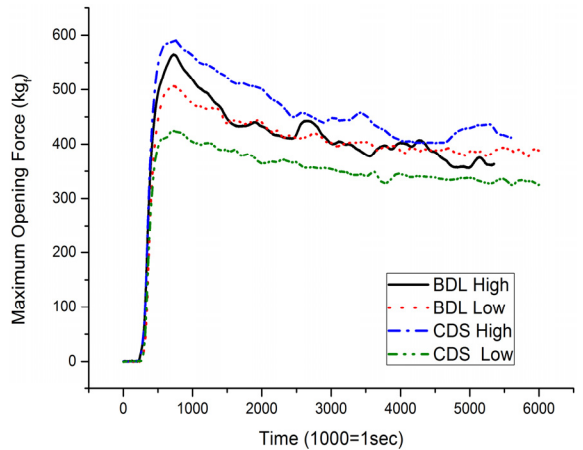


Fig. 5. Maximum opening force

최대전개력은 CDS-High 모델이 가장 큰 값을, CDS-Low 모델이 가장 작은 값을 보여주었다. Fig. 5에서 보면 최대 캐노피 전개 이후 항력은 4개 모델이 전체적으로 감소하는 경향을 보이고 있다.

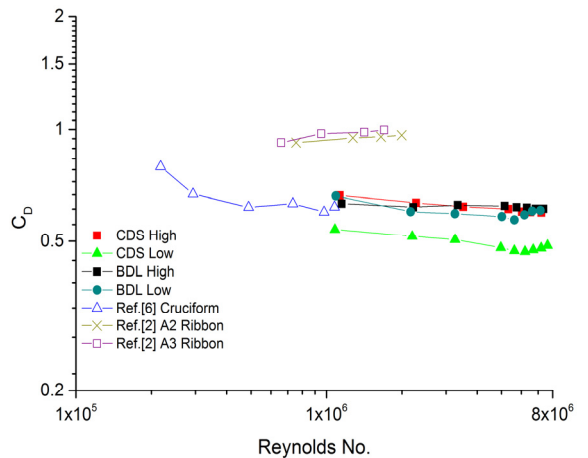


Fig. 6. Drag coefficient comparison with references

Fig. 6은 본 시험에서 얻은 4종 낙하산 모델의 레이놀즈수에 따른 항력계수를 참고문헌 [2], [6]의 결과와 비교하여 나타낸 것이다. 레이놀즈수 영역이 유사한  $1 \times 10^6$  영역에서는 참고문헌 [6]의 십자형 낙하산과 유사한 항력계수 값을 보였으나, 참고문헌 [2]의 리본형 낙하산 보다 낮은 항력계수 특성(약 32%)을 확인할 수 있었다. 낙하산 캐노피 완전 전개 시 최대전개력과 항력계수는 Table 3에서 보는 바와 같다. 최대 전개력



과 항력계수는 저고도 저비용 공중보급 체계용 낙하산 상세 설계 범위를 만족하였다. 또한 공중 화물투하 작전 시 요구되는 낙하산 성능 한계 이내로 들어와 운용성능을 충족하는 결과를 확인할 수 있었다.

Table 3. Maximum opening force and drag coefficients

Model	Maximum Opening Force [kg <sub>f</sub> ]	CD
CDS Low	424	0.6864
CDS High	590	0.8137
BDL Low	506	0.8266
BDL High	564	0.8470

Fig. 7 ~ 8은 낙하산 사출장치를 이용한 최대전개력 시험 시 정성적 특성을 파악하기 위하여 CDS-High와 CDS-Low 모델을 고속카메라로 촬영한 일부 영상을 나타낸다. Fig. 7의 CDS-High 모델의 경우 기공이 없는 Fig. 8의 CDS-Low 모델에 비하여 낙하산의 형태가 비교적 잘 형성된다. 그러나, 두 종류 모두 산줄이 당겨지는 순간부터 완전한 팽창에 도달하기 까지 불균형한 힘과 모멘트에 의하여 앞·뒤로 캐노피가 출렁거리고 불규칙한 팽창 현상을 확인할 수 있었다. 또한 캐노피가 완전히 개산되면서 회전하는 현상도 동시에 발생하였다. 이는 캐노피 개산충격 이후 와이어 지지대 흔들림에 의한 영향으로 발생한 것이다.

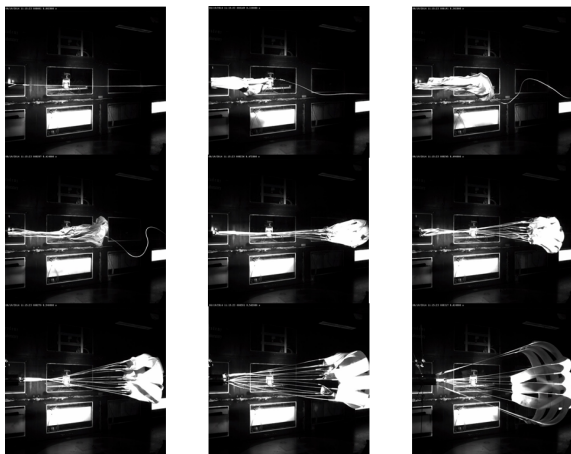


Fig. 7. Maximum opening force test(CDS-High)

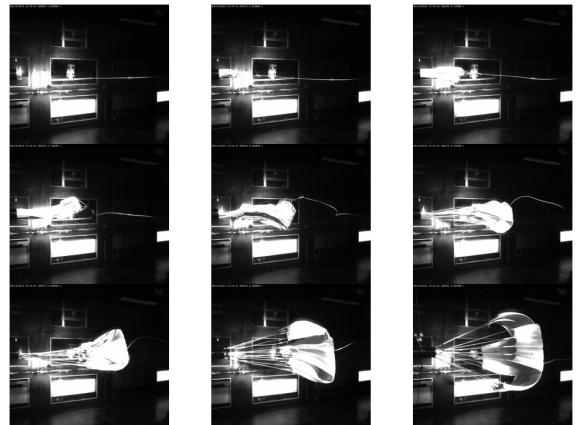


Fig. 8. Maximum opening force test(CDS-Low)

### 5. 결론

전투실험의 일환으로 한국형 저비용 저고도 공중보급체계의 전술개발 관련 핵심 구성품인 화물용 낙하산의 풍동시험을 수행하였다. 중·대형 화물용과 경량급 낙하산 모델을 저속(Low)과 고속(High) 낙하모형을 투하 형태별로 제작하고, 낙하산용 시험치구를 설치 제작하여 개산 특성 확인하였다. 시험결과 정상상태에서 낙하산 모델별로 측정된 항력계수는 레이놀즈수 증가에 따라 점차 감소하는 경향을 보였다. 저속모델은 기공이 있는 고속모델과 달리 레이놀즈수  $6 \times 10^6$  이후에 다시 항력계수 증가현상을 보였다. 화물투하 안전성 검증 확인을 위한 최대전개력 시험은 공중보급용 낙하산 상세설계 범위를 만족함을 확인할 수 있었다. 본 시험의 결과는 한국형 저비용 저고도 공중보급체계의 규격화, 목록화시 유용한 데이터로 활용을 기대할 수 있을 것이다. 또한 추후 연구로는 실제 화물 투하 작전 시 이용하는 2개 이상의 다중 낙하산 전개 특성에 대한 시험과, 실제 비행시험 등 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

### References

[1] J. R. Cruz, M. Kandis and A. Wikowski, "Opening Loads Analyses for Various Disk-Gap-Band Parachutes," 17th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 2003.

- [2] S. Y. Oh, C. K. Kim, K. Y. Park, and J. S. Hyun, "An Experimental Study of Reefing Effect on Decelerating Parachutes," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 2, pp. 39~45, 2002.
- [3] S. Y. Oh, C. K. Kim, J. G., Lee, and S. K. Ahn, "An Experimental Study on the Inflation Characteristics of Parachute Canopies," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 7, pp. 11~19, 2002.
- [4] J. M. Macha, and R. J. Buffington, "Wall-Interference Corrections for Parachutes in a Close Wind Tunnel," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 4, pp. 320~325, 1989.
- [5] J. C. Lim and J. C. Kim, "A Wind Tunnel Test for Directional Control of Cruciform Parachute," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 9, pp. 20~24, 2006.
- [6] J. C. Lim, "A Wind Tunnel Test for Directional Control of Cruciform," *Inha University Ms Thesis*, 2006.
- [7] E. J. Fallon II, "System Design Overview of the Mars Pathfinder Parachute Decelerator Subsystem," *AIAA 97-1511*, 1997.
- [8] B. Gilles, M. Hickey and W. Krainski, "Flight-Testing of a Low-Cost Precision Aerial Delivery System," *18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, pp. 23~26, 2005.
- [9] K. Popp, H. Joharit and C. K. Lee, "Wind Tunnel Experiments on Characteristics of Small-Scale Parachutes," *15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, p. 1748, 1999.
- [10] J. B. Barlow, W. H. Rae, and A. Pope, "Low-Speed Wind Tunnel Testing," *John Wiley and Sons*, New York, 1999.
- [11] J. M. Macha, R. J. Buffington and J. F. Henfling, "Slotted-Wall Blockage Corrections for Disks and Parachutes," *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 9, pp. 592~597, 1991.
- [12] H. W. Coleman, and W. Glenn Steele, Jr., "Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers," *Wiley-Interscience Publication*, New York, pp. 40-116, 1989.