

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(4), 281-289(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.4.281>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 질량 감소가 낙하산 시스템의 하강 고도 변화에 미치는 효과

장우영\*, 백상태\*, 명노신\*, 진연태\*\*

## Effects of Time-Varying Mass on the Dynamic Behavior of a Descending Parachute System

Woo-Young Jang\*, Sang-Tae Baek\*, Rho-Shin Myong\* and Yeon-Tae Jin\*\*

Department of Aerospace and System Engineering and Research Center for Aircraft Parts  
Technology, Gyeongsang National University\*,  
Sam Yang Chemical\*\*

## ABSTRACT

Accurate prediction of the trajectory and time of a time-varying mass parachute system remains essential in the mission requiring a precision airdrop to the ground. In this study, we investigate the altitude-varying behavior of a cross-type parachute system designed to deliver a time-varying mass object like flare. The dynamics of the descending parachute system was analyzed based on the Runge-Kutta method of the ordinary differential system. The drag coefficients of the cross-type parachute and flare were calculated by a CFD code based on the incompressible Navier-Stokes equation. Finally, by using a simplified gust wind model in troposphere, the combined effects of gust wind and time-varying mass were examined in detail.

## 초 록

시간에 따라 질량이 감소하는 낙하산 시스템의 궤적 및 낙하 시간 분석은 정밀한 투하가 요구되는 임무에 중요하므로 그 필요성이 더 커지고 있다. 본 연구에서는 질량 변동 물체인 조명탄을 투하하기 위한 십자형 낙하산 시스템의 동적 거동을 분석하는 연구를 수행하였다. 낙하산 시스템의 궤적을 분석하기 위해 유도된 상미분 형태의 운동방정식 시스템을 Runge-Kutta 수치기법을 적용하여 해석하였다. 그리고 동역학 방정식의 핵심적 입력 정보인 십자형 낙하산과 조명탄의 항력 계수를 예측하기 위해 전산유체역학 해석을 수행하였다. 마지막으로 단순화된 대기교란 모델을 적용하여 풍향, 풍속에 따라 달라지는 낙하산 시스템 거동의 차이를 분석하였다.

**Key Words** : Parachute System(낙하산 시스템), Flare(조명탄), Varying Mass(질량 변화), CFD(전산유체역학), Trajectory Analysis(궤적 분석)

## I. 서 론

낙하산은 넓은 천을 이용하여 공기의 저항을 극대화시켜 대기 중에서의 낙하 속도를 줄이는 도구로 고공에서 물건이나 사람을 지상의 임의의 지점에 투하하는데 사용되어 왔다[1]. Payload의 규모 및 용도에 따라 다양한 형상의 낙하산이 쓰인다. 형상, 크기에 따라 낙하 속도와 궤적이 달라지며, 설계 변수를 조절하여 다양한 임무를 달성할 수 있다. 이 과정에서 특히 낙하산의 공기역학적 항력 정보가 중요한 역할을 한다. 낙하산의 항력 계수와 낙하 속도에 따른 지상까지의 도달 시간, 그리고 목표하는 투하 지점으로부터의 오차를 최소화하기 위해서는 다양한 방향과 속도를 갖는 대기 환경을 고려할 필요가 있다.

전통적으로 낙하산의 주된 운용 목적이 사람이나 물건과 같은 질량이 변하지 않는 Payload를 투하시키는 것이기 때문에 낙하산 자체에 대한 연구가 주로 행해졌다. 형상에 따른 공력특성에 대한 연구[2], 회전 낙하산에 대한 연구[3], 낙하산 감속에 대한 연구[4-9] 등은 많이 시행되었지만, Payload 질량 변화와 외부 대기 환경을 동시에 고려한 연구는 미흡한 편이다.

따라서 본 연구에서는 질량이 시간에 대해 변하는 Payload와 하강 중 존재하는 외부대기 교란의 효과를 포함한 낙하산 시스템의 거동을 알아보고자 한다. Payload는 일정 시간 동안 질량이 변하는 물체인 조명탄(Flare)으로 고려하였다. 조명탄의 경우 탄내의 조명제가 연소하는 동안 시간에 대해 선형적 혹은 비선형적으로 질량이 줄어들게 된다.

고공에서 물체를 지상이나 해상에 투하시키고자 하는 임무에 주로 사용되는 낙하산의 형상에는 Round, Cross(Cruciform), Circular disk, Ribbon(Ring) 등이 있다. Round는 삼각뿔 형태의 천을 단순하게 이어서 제작한 것으로 순수하게 항력을 발생시키며, Vent가 없는 경우 낙하산이 진동에 쉽게 영향을 받게 된다. Cross는 직사각형 천을 접쳐서 만든 것으로 낙하 중 발생하는 진동이 적으며 원형 낙하산보다 하강 속도가 약 14% 정도 느리다. Circular disk는 Round 형상의 일부로 낙하산 꼭대기 부분을 잡아당겨 납작한 형태로 만든 것으로 수평 방향 항력을 감소시키고 전후에 위치한 Vent로 전진 속도가 빠른 편이다. Ribbon 형 낙하산은 가느다란 띠를 들성 들성 연결한 것으로 낙하산에 구멍이 많고 중앙에 큰 Vent가 있는 것이 특징이며, 초음속에 사용되도록 개발되었다.

본 연구에서는 제작이 쉽고 가벼우며, 진동의 영향이 적고 하강 속도가 작은 십자형(Cross) 낙하산을 고려하였다. 또한 십자형 낙하산은 다른 형태의 낙하산에 비해 Reynolds 수에 따른 항력 계수의 변화가 작은 장점이 있다[5]. 그리고 조명탄의 낙하에서는 낙하산의 탄착 위치보다 낙하 시간이 더 중요하다. 정확한 낙하 시간을 예측하기 위해 낙하산 및 조명탄의 항력 계수 값이 필요하며, 이 항력 계수 값은 낙하산의 동역학적 거동 분석에서 가장 중요한 인자로 작용하게 된다. 낙하산과 조명탄 주위의 유동장에서 발생하는 항력 계수를 정확하게 구하기 위해 전산유체역학 기법을 바탕으로 한 유동 해석 프로그램인 ANSYS FLUENT[10]를 이용하였다.

## II. 본 론

### 2.1 낙하산 거동의 동역학적 분석

낙하산과 조명탄으로 구성된 시스템의 시간적 거동에 관한 모델은 원칙적으로 6DOF(Degree of Freedom)로 개발할 수 있다. 하지만, 항공기에서 투하되는 수 미터 단위의 무장 분리 등 매우 정밀한 계산을 필요로 하는 문제와 달리 수 킬로미터 단위의 하강 고도가 주된 관심인 경우는 2DOF 또는 3DOF (예, Two Rigid and Linked 시스템) 모델이 주로 사용된다[5, p. 27]. 특히 2DOF 모델은 Knacke의 낙하산 시스템 설계 매뉴얼[6]에 채용된 사실에서 알 수 있듯이, 수 킬로미터 단위의 거동 분석에 효율적으로 적용할 수 있는 가장 많이 사용되는 모델이다. 그 이유는 낙하산 고도 변화에 직접적 영향을 주는 인자로 낙하산 항력 계수, Payload 질량 변화가 있는데, 2DOF로 분석하는 것이 시스템 설계 측면에서 보다 효율적이기 때문이다. 또한 항공기로부터 투하될 때의 조명탄 초기 조건의 불확실성, 다양한 조건에서의 추가적 공력 계수 계산에 막대한 시간이 요구되는 점, 낙하산 캐노피의 Porosity와 Added Mass 효과 감안의 어려움을 종합적으로 고려할 때, 2DOF나 3DOF가 투자 대비 결과의 효용성이 더 크기 때문이라고 할 수 있다. 이러한 이유로 본 연구에서는 2DOF 모델을 근간으로 동역학적 모델을 개발하였다.

#### 2.1.1 자유낙하 구간

자유낙하 구간에서 조명탄의 자세는 대기 상황에 따라 영향을 많이 받게 된다. 이는 일정한 규칙이 있는 것이 아니기 때문에 실제 대기 상황에 따른 자세를 예측하기 어렵다. 따라서 조명탄

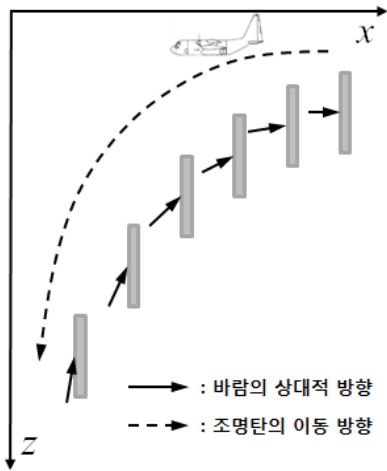


Fig. 1. Trajectory and attitude of a flare during free fall

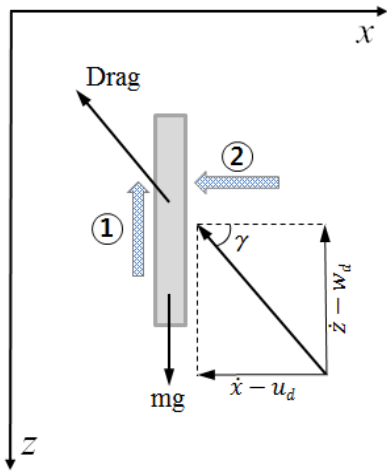


Fig. 2. Free body diagram of a flare during free fall

의 자유낙하에 따른 자세를 단순화하기 위하여 투하 시점에서부터 낙하산이 펼쳐지기 직전까지의 자세를 한 자세로 고정시켜, 투하 시점에서의 운반 항공기의 속도에 의해 횡축(x-축) 이동을 하더라도 자세는 변하지 않는 것으로 가정하였다.

자유낙하 구간의 조명탄의 자세 및 궤적은 Fig. 1, 힘에 관한 자유물체도(Free Body Diagram)는 Fig. 2와 같이 묘사될 수 있다.

동역학 방정식에 사용될 항력 계수 값은 길이 방향(Fig. 2의 ①)의 최솟값과 측면 방향(Fig. 2의 ②)의 최댓값 사이로 가정하였다. 외풍 방향(γ)에

따른 항력 계수를 나타내는 식은 (1)과 같이 근사하였다. 그리고 바람이 불어오는 상대적 방향은 식 (2)로 표현하였다. 식 (2)에서  $u_d$ 는 x축 외풍,  $w_d$ 는 z축 외풍을 나타낸다.

$$C_d(\gamma) = C_{dmin} + (C_{dmax} - C_{dmin}) |\cos(\gamma)| \quad (1)$$

$$\cos(\gamma) = \frac{\dot{x} - u_d}{\sqrt{(\dot{x} - u_d)^2 + (\dot{z} - w_d)^2}} \quad (2)$$

자유낙하 구간에서의 운동은  $m\vec{a} = \sum F$ 로부터 아래와 같은 x, z 방향의 가속도로 묘사된다. ( $S_F$ 는 조명탄의 기준 면적을 나타낸다.)

$$\ddot{x} = -\frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho(z(t)) [(\dot{x} - u_d)^2 + (\dot{z} - w_d)^2] \cos(\gamma) C_d(\gamma) S_F \quad (3)$$

$$\ddot{z} = g - \frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho(z(t)) [(\dot{x} - u_d)^2 + (\dot{z} - w_d)^2] \sin(\gamma) C_d(\gamma) S_F \quad (4)$$

( $v = \dot{z}, a = \dot{v} = \ddot{z}$ )

위의 식 (3), (4)에서  $\rho(z(t))$ 는 시간에 따라 변하는 고도의 함수이다. 고도에 따른 밀도 변화는 표준 대기 모델의 관한 식 (5)로 나타낼 수 있다.

$$\rho(z) = \rho_0 \left[ 1 + \frac{L_0}{T_0} (h - z) \right]^{-\frac{g}{RL_0} - 1} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3, & g = 9.8067 \text{ m/s}^2 \\ L_0 = -0.0065 \text{ K/m}, & R = 287.05 \text{ Nm/kgK} \\ T_0 = 288.15 \text{ K} & (0 \text{ km} \leq \text{Altitude} \leq 11 \text{ km}) \end{cases}$$

상미분 방정식 시스템인 식 (3), (4)는 아래와 같이 표현되며, Runge-Kutta 기법[11]을 적용하여 해석할 수 있다.

$$z = y_1, x = y_2; \quad \frac{dy_1}{dt} = y_3, \quad \frac{dy_2}{dt} = y_4 \quad (6)$$

$$\frac{dy_3}{dt} = g - \frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho(y_1) [(y_2 - u_d)^2 + (y_1 - w_d)^2]^{\frac{1}{2}} (y_1 - w_d) C_d(\gamma) S_F \quad (7)$$

$$\frac{dy_4}{dt} = -\frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho(y_1) [(y_2 - u_d)^2 + (y_1 - w_d)^2]^{\frac{1}{2}} (y_2 - u_d) C_d(\gamma) S_F \quad (8)$$

$$\begin{cases} y_1(t=0) = z_0, & y_2(t=0) = x_0 \\ y_3(t=0) = w_0, & y_4(t=0) = u_0 \end{cases}$$

위 식에서  $y_1, y_2, y_3, y_4$ 는 위치와 속도에 관련된 편이상 도입된 변수이다. 그리고 상미분 시스템 해석에 사용된 수치기법의 검증(Verification)은 (6)-(8)식을 단순화시켜 해석해가 존재하도록 유도한 아래의 모델 시스템에 적용하여 이루어졌다.

$$\frac{dy_1}{dt} = y_2, \quad \frac{dy_2}{dt} = 1 - y_2^2,$$

$$y_1(t) = \frac{1}{2} \ln \frac{\tanh^2 a - 1}{\tanh^2(t+a) - 1},$$

$$y_2(t) = \tanh(t+a)$$

여기서 상수  $a$ 는  $\tanh^{-1}(y_2(t=0))$ 을 나타낸다.

### 2.1.2 낙하산 전개 이후 구간

낙하산 전개 이후 낙하산과 조명탄의 자세는 불어오는 바람의 반대 방향에 순간적으로 적응하는 것으로 가정할 때, 하강 낙하산 시스템의 자유물체도는 Fig. 3과 같다.

외풍은 지면 마찰로 인해 지면 근처로 갈수록 풍속이 점점 줄어 지면에서는 영의 값을 갖는 지면 경계층 형태로 존재한다. 지면 경계층의 풍속 감소율은 Tanh 함수 형태,  $\text{Tanh}(z) \approx 1$ 이 되기 시작하는  $z$ 값은 4로 가정하였다. 결과적으로 고도  $h$ (m) 지점에서부터 감소가 시작되는 경계층의 식은  $\text{Tanh}(4z/h)$ 로 표현될 수 있다. 본 연구에서는 40m에서부터 경계층을 적용하도록  $\text{Tanh}(0.1z)$ 로 설정하였다.

낙하산 전개 이후, Payload는 시간에 따라 질량이 변하므로 운동방정식은 아래와 같다.

$$\frac{d(m(t)v)}{dt} = \sum F \tag{9}$$

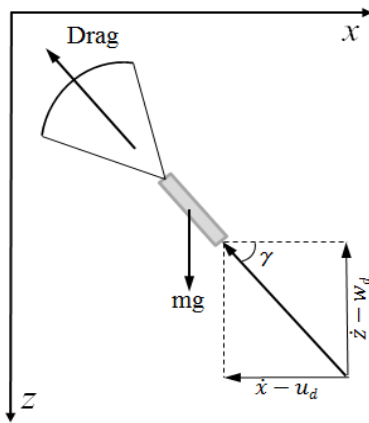


Fig. 3. Free body diagram of a parachute system after deployment

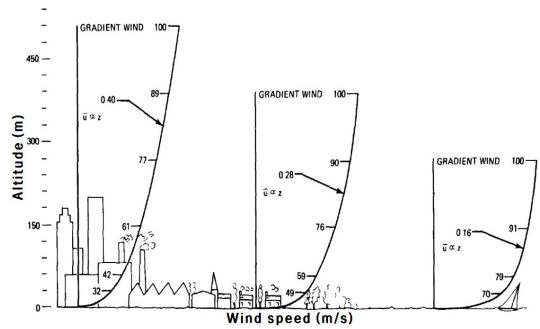


Fig. 4. Boundary layer near ground [12]

식 (9)를 낙하산 및 조명탄으로 이루어진 시스템에 적용한 후,  $x, z$  방향의 가속도로 나타내면 다음과 같다.

$$\ddot{x} = -\frac{1}{m(t)} \frac{1}{2} \rho(z(t)) [(\dot{x} - u_d)^2 + (\dot{z} - w_d)^2] \cos(\gamma) + (C_{d_P} S_P + C_{d_F} S_F) - \frac{\dot{m}(t)}{m(t)} \dot{x} \tag{10}$$

$$\ddot{z} = g - \frac{1}{m(t)} \frac{1}{2} \rho(z(t)) [(\dot{x} - u_d)^2 + (\dot{z} - w_d)^2] \sin(\gamma) + (C_{d_P} S_P + C_{d_F} S_F) - \frac{\dot{m}(t)}{m(t)} \dot{z} \tag{11}$$

식 (10), (11)에서 사용된 하첨자 P는 Parachute를, F는 Flare를 나타낸다. 자유낙하하는 달리 낙하산, 조명탄 각각 항력에 기여하기 때문에 항력 계수를 따로 감안하였다. 기준 면적 및 항력 계수는 낙하산  $16.0 \text{ m}^2, 0.833$ , 조명탄  $0.0121 \text{ m}^2, 0.9273$ 으로 가정하였다.

$m(t)$ 는 조명탄의 연소에 의한 질량 변화를 반영한 낙하산 전체 시스템의 질량의 시간적 변화를 나타낸다. 질량 감소율은 시간에 따라 선형적으로 변하는 것으로 가정하였다. 따라서 조명탄

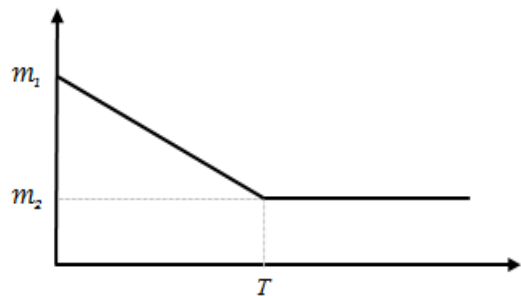


Fig. 5. Mass variation of a flare over time

의 질량은 식 (12)와 같이 표현될 수 있다.

$$m(t) = m_1 - \frac{(m_1 - m_2)}{T}t \quad (0 \leq t \leq T) \quad (12)$$

$$m(t) = m_2 \quad (T \leq t)$$

식 (12)에서  $m_1$ 은 연소가 시작되기 이전의 낙하산 및 조명탄으로 구성된 전체 시스템의 질량을 나타낸 것이고,  $m_2$ 는 조명탄의 연소가 완료된 이후의 질량을 나타낸다.  $T$ 는 조명탄의 연소 시간을 나타낸 것으로 조명제의 양에 따라서 시간이 정해진다.

## 2.2 CFD를 이용한 공력 계수 산출

### 2.2.1 낙하산 공력 해석

해석에 사용된 낙하산은 길이 17.5 ft, 폭 5.92 ft의 직사각형 모양의 천 2장을 겹쳐서 제작된 십자(+) 형태이다. 낙하산의 형상은 Fig. 6과 같고, 공력 해석을 위한 전산모델링 작업에 CATIA와 ICEM 프로그램을 사용하였다. 낙하산을 지나가는 공기의 흐름에 의해 발생하는 항력을 계산하기 위하여 낙하산 후방의 격자를 밀집시켜 해석 결과의 정확도를 높이고자 하였다.

낙하산의 항력 계수를 구하기 위해 상용 유체 해석 코드인 ANSYS FLUENT V16.1을 사용하였다. 낙하산의 평균 하강 속도는 1-4 m/s 정도로 저속에 해당되어 비압축성 Navier-Stokes 방정식에 관한 Cell 기반 유한 체적법을 적용하였다. 압력-속도 결합에 대한 이산화는 SIMPLE 알고리즘, 운동량, 난류 등 에너지 및 난류 소산율은 1차 풍상기법을 사용하였다[13]. 낙하산 및 조명탄 주위에서 발생하는 복잡한 유동의 해석을 위하여 RNG k-ε 난류모델과 Standard Wall 함수를 적용하였다[10, 13].

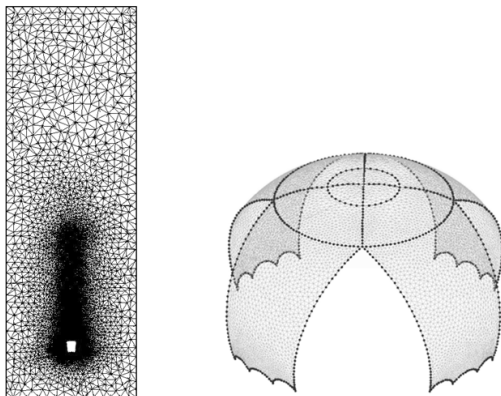


Fig. 6. CFD grids around a parachute

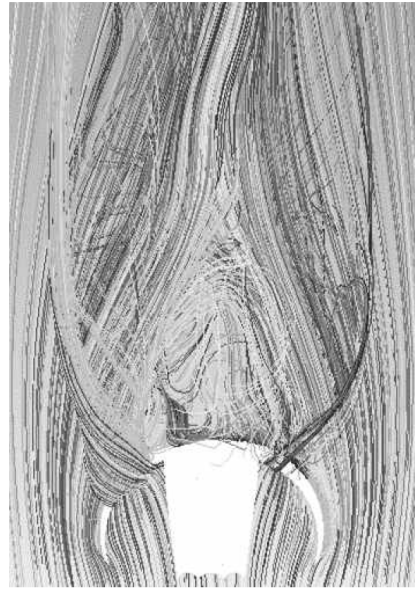


Fig. 7. Flow pattern (streamlines) around a parachute

Table 1. Drag coefficients of a parachute at different Reynolds numbers

| Reynolds number (velocity m/s) | Drag coefficient |
|--------------------------------|------------------|
| 1.83e+5 (1.0 m/s)              | 0.775            |
| 2.75e+5 (1.5 m/s)              | 0.809            |
| 3.66e+5 (2.0 m/s)              | 0.823            |
| 4.58e+5 (2.5 m/s)              | 0.826            |
| 5.49e+5 (3.0 m/s)              | 0.832            |
| 6.41e+5 (3.5 m/s)              | 0.835            |
| 7.33e+5 (4.0 m/s)              | 0.835            |

낙하산 시스템에 관한 전산유체 해석 시 실제 조명탄 운용에 적용되는 낙하산 전개 고도(3,000 ft)와 안전 고도(자연 및 인명 피해를 줄이기 위한 연소 완료 고도로 500-1,000 ft) 사이인 연소 구간의 평균 고도 2,000 ft, 즉 온도 284.19 K, 압력 94,213 Pa, 밀도 1.1549 kg/m<sup>3</sup>인 대기 조건을 입력 값으로 사용하였다.

속도의 변화에 따른 항력 계수 추이를 관찰하기 위해 7가지의 다른 Reynolds 수에 대해 항력 계수를 계산하였고 Table 1로 나타내었다.

### 2.2.2 조명탄 공력 해석

조명탄은 길이 0.914 m, 직경 0.124 m의 원기둥 형태로 Fig. 8과 같다. 조명탄 역시 공력 해석을 위해 낙하산 경우와 유사한 전산모델링 과정을 수행하였다.

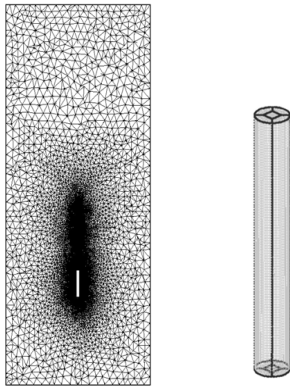


Fig. 8. CFD grids around a flare

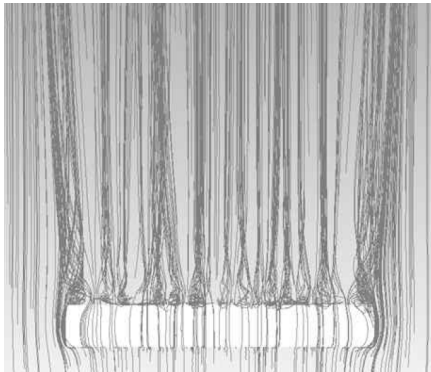


Fig. 9. Flow pattern (streamlines) around a flare

Table 2. Drag coefficients of a flare at different angles of attack

| Altitude (Re)      | AoA | Drag coefficient |
|--------------------|-----|------------------|
| 5,000 ft (4.90e+5) | 0°  | 0.9391           |
|                    | 90° | 2.4189           |
| 4,000 ft (6.47e+5) | 0°  | 0.9232           |
|                    | 90° | 2.4346           |
| 3,000 ft (7.80e+5) | 0°  | 0.91195          |
|                    | 90° | 2.4577           |

조명탄의 공력 데이터는 낙하산 전개 이후보다 낙하산의 전개 이전까지인 자유낙하 과정에서 더 중요하다. 따라서 조명탄의 공력 해석은 고도 6,000 ft에서부터 1,000 ft씩 하강할 때마다의 고도에 따른 공기의 특성을 해석 조건으로 기입하였고, 공기 특성을 제외한 나머지 해석 조건은 낙하산과 동일하게 하였다. Table 2는 조명탄의 공력 해석 결과 값으로 고도에 따라 크게 차이가

나지 않는 것을 알 수 있다. 한편, 선형가정에 기초한 조명탄 항력 계수 근사식 (1)의 타당성을 점검하기 위해 받음각 10도에 대해 계산을 수행하여 선형가정으로 인한 오차가 미미함(1% 이하)을 확인하였다.

2.2.3 공력 해석의 타당성 및 항력 계수 검증

낙하산의 항력 계수는 낙하산 시스템의 동적 거동에서 가장 중요한 역할을 하므로 그 예측 값의 정확성이 매우 중요하다. 사전 문헌조사를 통해 이러한 점을 확인하였다[5]. Fig. 10에서 알 수 있듯이 낙하산의 형태(Hemispherical, Circular Disc, Sphere, Cross)에 따라 큰 변동을 보여 줄 뿐만 아니라, Reynolds 수 변화에 따라 서도 적지 않는 변화를 보여줌을 알 수 있다. 특히 Cross 낙하산 항력 계수의 경우 Fig. 10에서 Reynolds 수 1.0e+5에서 약 0.8로 시작하여 Reynolds 수가 커질수록 미미하지만 커지는 경향이 보임을 확인할 수 있다. 본 연구에서 수행된 낙하산(Cross\_CFD\_Present)의 경우 역시 항력 계수 값은 Reynolds 수에 따라 미미하지만 서서히 증가하는 경향을 보여 주었다.

Reynolds 수의 변화에 따른 영향성이 상대적으로 작은 영역은 5.0e+5 이상의 영역이다[5, 6]. Cross 낙하산의 경우, Cockrell의 연구[5]에서 4.0e+5 이상의 영역에 관한 데이터는 존재하지 않으나, 낙하산의 항력 계수는 Reynolds 수에 큰 영향을 받지 않아 4.0e+5 이상의 영역에서도 큰 변동이 없는 것으로 판단하였다.

본 연구에서 고려한 낙하산(Cross\_CFD\_Present)과 Cockrell의 Cross 낙하산은 물리적 수치가 정확하게 일치하지는 않는다. 하지만 CFD 기반의 프로그램 Fluent는 항력 계산의 경우 격

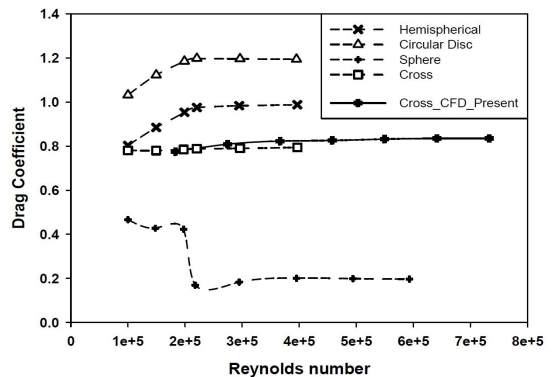


Fig. 10. Drag coefficients of the present and other parachute types [5] at different Reynolds numbers

자수와 조밀도, 난류모델에 따라 오차가 존재한다. 따라서 본 연구에서 고려한 낙하산(Cross\_CFD\_Present)의 항력 계수 값 0.835의 오차 정도는 Fig. 10에 표시되지 않은 4.0e+5 이상의 추정 항력 계수 값과 비교하였을 때, 동적 거동 해석에 사용해도 무방한 것으로 판단하였다. 이러한 분석을 통해 낙하산 시스템에 관한 2DOF 모델의 검증에서 가장 중요한 위치를 차지하는 낙하산의 항력 계수를 Cockrell의 데이터와 비교하여 검증(Validation)하였다.

조명탄의 항력 계수의 경우에는 고도에 따른 변화가 예측 오차 범위를 크게 벗어나지 않아 평균값을 사용하였다. 결과적으로 동역학 방정식 해석에 필요한 공력 데이터로 낙하산 항력 계수 0.835, 조명탄 항력 계수 최솟값 0.925, 최댓값 2.437을 사용하였다.

2.2.4 낙하산의 종말 속도

낙하산의 종말 속도(Terminal velocity)는 해석에 포함되는 외풍의 크기를 가정하는데 필요하다. 외풍의 크기가 종말 속도보다 큰 경우는 상승풍 해석 시 낙하산이 전혀 하강하지 않거나, 하강풍 해석 시 낙하산이 중력 방향으로 펼쳐진 상태로 지면에 접근하는 등의 비현실적인 결과를 나타낸다. 따라서 외풍의 크기는 종말 속도보다 작은 값으로 설정하는 것이 합리적이라 할 수 있다. 종말 속도는 다음 식으로 간단히 구해질 수 있다( $V = 2.205 m/s$ ).

$$V = \sqrt{\frac{2m_0g}{\rho_0(C_{d_P}S_P + C_{d_F}S_F)}} \tag{13}$$

III. 결과 및 분석

3.1 조명탄 적용

CFD 전산 해석의 항력 계수 값을 이용하여 동역학 방정식 해석 코드를 임의의 질량과 질량 감소율을 가진 조명탄에 적용하였다. 조명탄은 조명탄 내부에 내장되어 있는 조명제의 양에 따라 연소 시간이 정해진다. 따라서 효율적인 활용을 위해서 연소 시간 동안 지상에 먼저 도달하지 않아야 하며, 낙하하는 동안 연소에 의한 지상의 피해가 없어야 하므로 적절한 안전 고도 지점에서 연소가 종료되어야 한다. 이러한 조명탄의 시험 조건은 Fig. 11과 같다.

조명탄의 자유낙하 구간은 6,000 ft에서 3,000 ft이며, 낙하산은 3,000 ft에서 전개하게 된다. 조

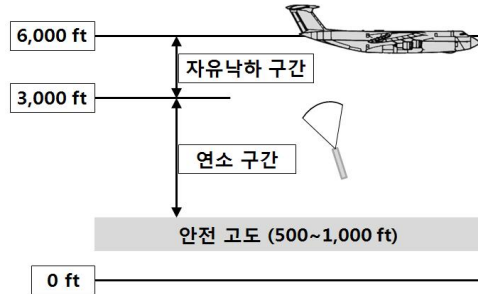


Fig. 11. Operational concept of a flare

명탄의 연소는 낙하산의 전개와 동시에 시작되고 연소 시간은 조명제의 양에 따라 정해진다. 500-1,000 ft를 안전 고도라고 하며, 이 고도를 경과해서 계속적으로 연소를 하게 되면 지상의 건물이나 환경에 피해를 발생시킬 수 있다. 따라서 안전 고도에 도달하기 전에 조명제가 완전히 연소되어야 한다.

3.2 해석 고려사항

조명탄이 운용되는 실제의 대기 상태는 바람의 방향과 풍속이 순간적으로 많이 바뀌기 때문에 정확한 예측이 어렵다. 이런 대기의 무작위적인 풍향, 풍속을 고려하기에는 한계가 있기에 조명탄 및 낙하산에 작용하는 외풍을 단순화시킬 필요가 있다.

대기의 외풍은 모든 방향에서 불어올 수 있다. 하지만 이번 연구에서는 우선 투하 때의 가속도 방향을 포함하는 평면을 기준으로 풍향을 나누어 고려하였다. 즉 기준 평면 내에서 낙하산 및 조명탄의 궤적에 가장 크게 영향을 미칠 수 있는 방향인 위, 아래, 좌, 우 4개 풍향을 고려하였다. 좌, 우 방향의 외풍은 낙하산 및 조명탄의 궤적에만 영향을 줄 뿐, 시간에 따른 낙하거리에 큰 영향을 주지 못한다. 하지만 위, 아래 방향의 외풍은 시간에 따른 낙하 거리에 큰 영향을 주어 조명탄의 안전 고도를 고려하는데 중요한 인자가 된다.

대기의 풍속은 위도, 고도, 계절, 환경(육지 또는 해상), 시간대(주간 또는 야간) 등에 따라 각각 다르며 정확한 예측이 불가능하다. 따라서 이번 해석에서는 실제 조명탄 투입이 예상되는 상황, 즉 초당 미터 단위의 지속적인 순풍인 경우로 국한하였다. 나아가 종말 속도의 크기를 고려하여 최종적으로 0, 0.5, 1m/s의 외부 교란을 고려하였다. 결과적으로 본 연구에서는 외풍의 위, 아래 방향에 대한 해석과 외풍의 세기에 따른 낙하산 및 조명탄의 거동에 대한 분석을 수행하였다.



### 3.3 해석 결과

해석 시 조명탄의 중량은 15 kg, 낙하산의 중량은 2 kg으로 가정하였다. 조명제는 8.5 kg, 연소 시간은 250초, 연소 형태는 선형적 감소로 가정하였다. 낙하산 전개 시, 낙하산의 전개 시간을 조절하는 도구인 타이머를 비롯한 낙하산 덮개 등 약 0.5 kg의 장비가 분리되고, 낙하산의 전개 시간은 1초로 가정하였다. 조명탄의 풍향, 풍속에 따른 고도별 도달 시간 및 연소 완료 시간은 Table 3와 같이 예측되었다.

Table 3에서 이중선으로 감싸진 부분은 안전 고도 구간을 나타내며, 그 중 회색으로 채워진 곳은 안전 고도를 지나서 연소가 끝나는 구간을 나타낸다. 회색 사선으로 표시된 부분은 조명탄의 연소가 끝나지 않은 상태로 지면에 도달한 것을 나타낸다. 표에서 칸이 색 및 선으로 표시된 부분이 있는 경우는 조명탄을 운용하기에 위험함을 의미한다.

Table 4는 외풍의 풍향 및 풍속에 따른 완전 연소 고도와 안전 고도를 충족시키기 위해 추가적으로 필요한 고도를 나타낸 것이다. 그리고 Fig. 12은 고도에 따른 낙하산 시스템의 동적 거동의 변화를 여러 측면에서 묘사한 것이다. 고도별 수직 속도와 가속도 그래프로부터 낙하산이 펼쳐지면서 급격한 가속도의 변화로 낙하산의 속도가 대단히 줄어들음을 알 수 있다. 또한 고도별 질량 변화 그래프로부터 조명제의 연소가 안전 고도 이전

Table 4. Altitude with completion of combustion and additional altitude necessary for safe operation for different wind conditions

| 풍향 (↑, ↓)<br>풍속 (m/s) | ↑<br>1m/s | ↑<br>0.5m/s | 0m/s   | ↓<br>0.5m/s | ↓<br>1m/s |
|-----------------------|-----------|-------------|--------|-------------|-----------|
| 완전 연소<br>고도 (ft)      | 985.56    | 582.13      | 178.74 | -164.1      | -413.2    |
| 추가 필요<br>고도 (ft)      | 1,000     | 14.44       | 417.87 | 821.26      | 1,413.2   |
|                       | 500       | -           | -      | 321.26      | 664.1     |

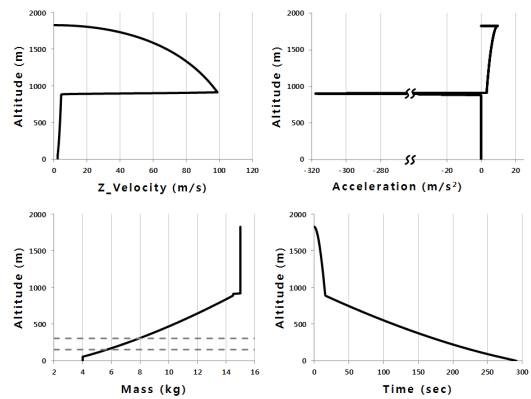


Fig. 12. Variations of properties of the parachute system with respect to altitude

Table 3. Reaching time at various altitude for different wind (up or down) conditions (combustion time ≈ 250 sec)

| 고도 (ft)     | 풍향(↑, ↓), 풍속(m/s), 도달 시간(sec) |             |        |             |           |
|-------------|-------------------------------|-------------|--------|-------------|-----------|
|             | ↑<br>1m/s                     | ↑<br>0.5m/s | 0m/s   | ↓<br>0.5m/s | ↓<br>1m/s |
| 6,000       | 0                             | 0           | 0      | 0           | 0         |
| 5,000       | 8.55                          | 8.535       | 8.519  | 8.505       | 8.49      |
| 4,000       | 12.535                        | 12.508      | 12.49  | 12.466      | 12.443    |
| 3,000       | 15.846                        | 15.802      | 15.78  | 15.748      | 15.709    |
| 2,000       | 109.86                        | 95.14       | 84.676 | 76.751      | 70.69     |
| 1,000       | 263.13                        | 203.6       | 172.43 | 151.45      | 136.09    |
| 500         | 390.15                        | 281.18      | 225.54 | 193.83      | 171.98    |
| 0           | 501.49                        | 365.95      | 291.27 | 224.38      | 214.46    |
| 연소<br>완료 시간 | 265.85                        | 265.8       | 265.78 | 265.75      | 265.71    |

또는 이후에 종료되는지 쉽게 알 수 있다.

### IV. 결론

본 연구에서는 질량 감소가 하강 낙하산 시스템의 동적 거동에 미치는 효과를 분석하였다. 이를 위해 먼저 낙하산과 조명탄의 항력 계수를 전산유체역학 기법을 이용하여 구한 다음, 기존 연구의 유사 낙하산 형상에 대한 항력 계수 데이터와 비교하여 검증하였다. CFD 해석에는 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였고, 복잡한 유동 해석에 정확도가 비교적 높은 RNG k-ε 난류모델을 사용하였다. 또한 시험 조건에 맞는 낙하산의 속도와 고도별 대기 입력 값을 적용하여 정확도를 높이고자 하였다. 예측된 공력 계수를 이용하여 질량이 변하는 조명탄이 포함된 낙하산 시스템의 동적거동을 계산하였다.

낙하산 시스템의 동적 거동 해석 결과, 조명탄은 상승풍을 제외한 무풍과 0.5, 1m/s의 하강풍



일 때 안전 고도 구간을 넘어서 연소가 완료되는 것을 알 수 있었다. 또한 낙하산의 시간에 따른 고도, 하강 속도, 가속도, 좌우 이동에 따른 위치 등의 정보를 이용하여 일목요연하게 낙하산의 움직임, 속도, 그리고 질량의 변화를 알 수 있었다.

본 연구에서 개발된 방법론은 조명탄과 같은 질량 변화가 있는 구성품을 수반하는 낙하산 시스템의 초기 설계에 있어 낙하산의 거동을 예측할 수 있는 도구로써 폭넓게 활용될 수 있다. 향후 추가적인 연구를 통해 실제 대기에 존재하는 다양한 형태의 외부 교란을 보다 정확하게 감안할 수 있도록 확장할 필요가 있다.

## 후 기

본 연구는 삼양화학(주)가 지원하는 용역과제의 일환으로 수행되었습니다.

## References

- 1) Im, J. C., Kim, B. S., "A Wind Tunnel Study of Directional Control of Cruciform Parachute," *Proceeding of the 2005 KSAS Fall Conference*, 2005, pp. 157-160.
- 2) Kim, H. M., Goo, B. J., Chea, H. G., Lee, D. H., "A Wind Tunnel Study of Aerodynamics Characteristics of Parachute," *Proceeding of the 1993 KSAS Fall Conference*, 1993, pp. 54-59.
- 3) Je, S. U., Jung, S. G., Kwag, S. H., Myong, R. S., Cho, T. H., "A Numerical Study on Aerodynamics Characteristics of a Rotating Parachute in Steady Descending Motion," *Journal of Korean Society of Computational Fluids Engineering*, Vol. 11, No. 1, 2006, pp. 52-56.
- 4) Oh, S. T., Park, J. G., Lee, J. G., Ahn, S. K., "An Experimental Study on Decelerating Parachutes," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 29, No. 2, 2001, pp. 110-116.
- 5) Cockrell, D. J., *The Aerodynamics of Parachutes*, Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-AG-295, 1987.
- 6) Knacke, T. W., *Parachute Recovery Systems Design Manual*, Para Publishing, 1992.
- 7) Taylor, A. P., "An Investigation of The Apparent Mass of Parachutes under Post Inflation Dynamic Loading Through The Use of Fluid Structure Interaction Simulations," *AIAA 2003-2104*, 2003.
- 8) Tezduyar, T., Osawa, Y., Stein, K., Benny, R., Kumar, V., McCune, J., "Numerical Methods for Computer Assisted Analysis of Parachute Mechanics," *Proceedings of 8<sup>th</sup> International Conference on Numerical Methods in Continuum Mechanics*, 2000.
- 9) Stein, K., Benny, R., Tezduyar, T., Kalro, V., Potvin, J., Bretl, T., "Fluid-Structure Interaction Simulation of a Cross Parachute: Comparison of Numerical Prediction with Wind Tunnel Data," *AIAA-99-1725*, 1999.
- 10) ANSYS V13 FLUENT Basic, TSNE, 2011.
- 11) Lee, G. S., *Numerical Methods for Engineers*, Won-Hwa, 2009.
- 12) Plate, E. J., *Aerodynamic Characteristics of Atmospheric Boundary Layers*, Argonne National Laboratory, 1971.
- 13) Wilcox, D. C., *Turbulence Modeling for CFD*, 2<sup>nd</sup> Ed., DCW Industries, Inc., 1994.