

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(9), 773-780(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.773

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

원통형 아음속 비행체 구조 건전성 확인

최윤규*, 노경호**, 길근석***, 전종근***, 백주현***

Verification of Structural Integrity for Cylindrical Subsonic Vehicle

Youn Gyu Choi*, Kyung-Ho Noh**, Geun Suk Gil***, Jong Geun Jeon*** and Joo Hyun Baek***

Mechanical Engineering R&D Lab., LIG Nex1 Co., Ltd.*,***

PGM R&D Center, LIG Nex1 Co., Ltd.**

ABSTRACT

In this paper, the structural integrity for a cylindrical vehicle in subsonic environments is verified. In order to confirm static structural safety for the cylindrical vehicle in extreme maneuver condition, the structure analysis and full-scale static structure test are carried out. The commercial finite element codes, MSC. Patran/Nastran is used for numerical simulation. The full-scale static structure test equipment consists of the counterbalance system, loading system and data acquisition system. Besides, the dynamic characteristics for the cylindrical vehicle are reviewed by performing an impact hammer test.

초 록

본 논문에서는 아음속 환경에서 원통형 비행체의 구조 건전성을 확인하였다. 극한 기동 조건에서 원통형 비행체의 정적 구조 안전성을 확인하기 위하여 구조 해석과 전기체 정적 구조 시험을 수행하였다. 수치 해석을 위하여 상용 유한 요소 프로그램 MSC. Patran/Nastran을 이용하였으며, 전기체 정적 구조 시험에는 중량 보상 장치, 하중 부가 장치, 데이터 획득 장치를 적용하였다. 이와 함께, 동특성 시험으로서 햄머 충격시험을 수행하여 원통형 비행체의 동적 특성을 확인하였다.

Key Words : Structure Integrity(구조 건전성), Structure Analysis(구조 해석), Cylindrical Vehicle(원통형 비행체), Full-Scale Structure Test(전기체 구조 시험), Impact Hammer Test(햄머 충격 시험)

1. 서 론

원통형 비행체는 로켓과 같이 원통형의 동체 내부에 다양한 구성품을 탑재하여 비행하는 구조물이다. 비행체는 비행 중 외부 환경으로부터 공력 하중과 내부에서 발생하는 관성 하중을 경험한다. 이러한 복합적인 하중은 동체 및 내부 구

조물의 영구 변형을 일으키거나 파손을 발생시켜 구조 안전성을 저하시키기 때문에 이를 방지하기 위한 구조 설계가 이루어져야 한다. 또한, 원통형 비행체는 동체 구조물의 중량이 증가할수록 추진력의 증가가 필수적이기 때문에 추진기관이 커지는 결과를 초래하므로 전체 중량을 감소할 수 있도록 동체 두께가 얇으면서도 구조적으로 안전한

† Received : March 11, 2015 Revised : August 11, 2015

Accepted : August 18, 2015

* Corresponding author, E-mail : youngyu.choi@lignex1.com

설계가 요구된다[1,2]. 따라서, 원통형 비행체를 설계하기 위해서는 과도설계를 회피하면서 정적 구조 안전성과 비행 진동으로부터 동적 구조 안전성을 확보할 수 있는 타당성 있는 설계가 요구된다. 이를 위하여 미국 군사규격 MIL-STD-8856B는 일반적인 원통형 비행체 기체구조 설계에서 구조 건전성을 보장하기 위한 구조 설계 요건을 기술하고 있다[3].

원통형 비행체의 정적 구조 안전성을 수치적으로 검토하기 위해서는 다양한 기동 조건에 대한 분석을 통해 선정된 극한 비행 조건의 공력 데이터를 구조 해석의 하중 조건으로 고려해야 한다[4-8]. 구조 건전성을 검토하기 위해서는 이러한 수치적인 방법과 함께 전기체 정적 구조 시험 및 동특성 시험과 같은 시험적인 방법이 요구된다. 극한 비행 조건에서 전체 구조물에 대한 거동 특성 및 구조적 취약부를 파악하는 전기체 정적 구조 시험은 적합한 시험하중 산출과 최대 시험하중을 고려한 하중 부가 장치의 적용이 중요하다[9-11]. 동특성 시험은 원통형 비행체의 주파수 응답 특성을 검토하고 고유 주파수 및 진동 모드를 확인하기 위하여 자유-자유 경계 조건으로 고려하여 수행한다[12-13].

본 논문에서는 아음속 환경에서 원통형 비행체 구조 건전성을 확인하였다. 원통형 비행체의 극한 비행 조건에서 정적 구조 안전성을 확인하기 위하여 구조 해석과 전기체 정적 구조 시험을 수행하였다. 원통형 비행체에 적합한 전기체 정적 구조 시험을 수행하기 위하여 스크류-잭(screw-jack) 방식의 하중부가기를 개발하였으며, 하중 부가 장치를 통해 하중 부가점에서 산출된 시험하중을 시험 기체(test specimen)에 부가하였다. 이와 함께, 원통형 비행체에 대한 해머 충격(impact hammer) 시험을 수행하여 고유 주파수 및 진동 모드를 확인하였다.

II. 정적 구조 안전성

2.1 원통형 비행체 유한요소 모델링

원통형 비행체는 Fig. 1과 같이 내부 구성품인 탐색기(seeker), 유도조종장치(guide control unit), 원격계측장치(telemetry), 추진기관(propulsion), 구동장치(actuator)의 탑재 위치에 따라 크게 5개 동체부로 구분되며, 내부에 탑재 장비를 장착할 수 있는 두께가 얇은 원통형 구조물이다. 수치해석을 위하여 설계제원(길이, 직경)을 바탕으로 3차원 유한요소 모델링을 수행하였다. 구조 해석

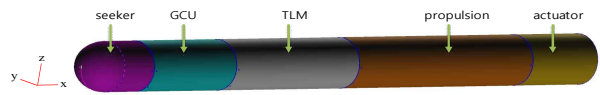


Fig. 1. 3D Configuration model of a cylindrical vehicle

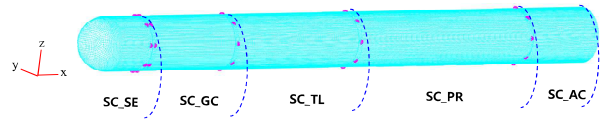


Fig. 2. Finite element model of a cylindrical vehicle

Table 1. Material properties of a cylindrical vehicle

| Mechanical Property | AL6061-T6 | ANSI 4130 | Unit |
|--------------------------|-----------|-----------|-------------------|
| Young's Modulus, E | 68.9 | 200 | GPa |
| Shear Modulus, G | 26 | 76 | GPa |
| Poisson's Ratio, ν | 0.33 | 0.32 | - |
| Density, ρ | 2,700 | 7,833 | kg/m ³ |
| Yield Strength, S_y | 276 | 360 | MPa |
| Ultimate Strength, S_u | 310 | 537 | MPa |

모델은 상용 유한 요소 해석 프로그램 MSC. Patran/Nastran V2012를 이용하여 삼각형 쉘(shell) 요소 87,942개/사각형 쉘 요소 202,314개를 생성하였다[14]. Fig. 2는 원통형 비행체의 3차원 구조 해석 모델이다. 체결나사에 의한 조립성이 수치 모델에 반영될 수 있도록 총 64개의 체결 홀(hole)을 모델링하여 체결부 인터페이스를 고려하였으며, 해석과정을 효율적으로 수행하기 위하여 총 5개의 메시 영역으로 그룹화를 수행하였다. 원통형 비행체 구조 해석에 적용된 재료는 ANSI 4130(SC_PR)과 AL6061-T6(SC_SE, SC_GC, SC_TL, SC_AC)이며 재료별 물성치는 Table 1에 나타내었다.

2.2 원통형 비행체 구조 해석

공기역학적 하중 데이터는 마하수, 고도, 비행 자세, 비행체 회전(pitch, yaw, roll), 각속도, 구조 변형 등을 고려하여 산출한다. 원통형 비행체의 극한 비행 조건은 다양한 기동 조건에 대한 분석을 수행하여 받음각(angle of attack) $\alpha = 20^\circ$, 경사각(angle of bank) $\beta = 0^\circ$ 인 아음속 조건으로 선정하였다. 극한 비행 조건에서 원통형 비행체의 구조 안전성을 확인하기 위하여 공력 하중을 적용한 구조 해석을 수행하였다. Fig. 3은 전산 유체 해석(computational fluid dynamics, CFD) 프로그램인 Ansys Fluent V14를 이용하여

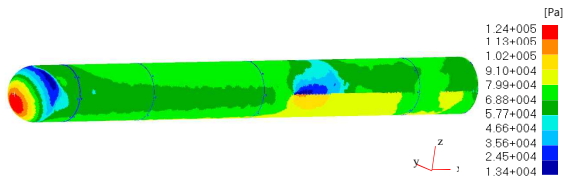


Fig. 3. Static pressure distribution in the extreme flight condition

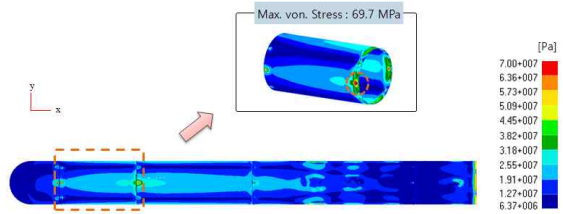


Fig. 4. Stress distribution in the extreme flight condition

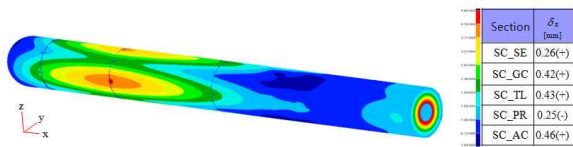


Fig. 5. Max. displacement in z direction

산출된 원통형 비행체의 정압 분포를 나타낸다 [15]. 공력 하중이 원통형 비행체 전방부 하단에 집중되면서 최대 0.124 MPa 압력이 작용하는 것을 알 수 있다. 정압 분포 데이터를 구조 해석 모델의 하중 조건으로 고려하기 위하여 Patran field 기능의 맵핑(mapping) 알고리즘을 이용하였으며, 경계조건으로는 해석 모델의 강제 운동을 제거하고 구조물이 정적 평형상태라고 가정하는 관성제거(inertia relief) 기법을 적용한 비행 조건을 부여하였다.

Figure 4는 극한 비행 조건에서 원통형 비행체의 정적 응력 해석 결과를 나타낸다. 공력 하중이 비행체 전방 노즈콘에 집중됨에 따라 원통형 비행체에 상방향 굽힘이 발생하여 동체부 상부 표면에서 응력이 상대적으로 크게 나타났으며, 동체간 연결을 위한 인터페이스부의 체결홀에서 응력 집중이 발생하였다. von-Mises 기준의 최대 응력은 SC_GC와 SC_TL 동체가 조립되는 체결홀에서 69.7 MPa이며, 원통형 비행체가 항복 강도 기준으로 정적 상태에서 구조적으로 안전함을 알 수 있다. 극한 비행 조건에서 원통형 비행체의 거동 특성을 살펴보기 위하여 Fig. 5와 같이 z축 방향 최대 변위 상태를 확인하였다. 원통형 비행체는 SC_PR 동체 전방부에 위치하는 무게중심(center of gravity, CG)를 기준으로 굽힘이 발

생하여 CG 전/후방에서 상승/하강 거동이 나타났다. z축 방향 최대 변위는 후방면 일부가 원형으로 절개되어 구조적 강성이 상대적으로 약한 SC_AC 동체에서 0.46 mm 발생함을 알 수 있다.

2.3 전기체 정적 구조 시험

2.3.1 시험하중 산출

수치 해석을 통한 원통형 비행체의 일차적인 구조 안전성이 확인되면 비행 환경을 모사한 전기체 정적 구조 시험을 수행하여 대상 구조물에 대한 구조적 취약부 및 거동 특성을 파악한다. 이를 위하여 가장 기초적이면서 중요한 것은 시험 시편에 부가되는 시험하중을 산출하는 것이다. 시험하중은 전단력(shear force), 굽힘 모멘트(bending moment) 및 비틀림 모멘트(torsional moment)로부터 산출되며, 시험하중 조건은 극한 비행조건인 공력 하중을 설계제한하중(design limit load, DLL)으로 고려하였다. 전단력 및 굽힘 모멘트 산출을 위하여 원통형 비행체 전체를 등간격의 15개 구획으로 나눈 CFD 해석 모델을 기반으로 각 구획의 CG점에서 z축 방향 하중 F_z 를 산출하였다. 전단력 및 굽힘 모멘트를 구하기 위한 계산식은 식 (1), (2)와 같다.

$$F_{sz}^i = F_z^i + F_z^{i-1} \tag{1}$$

$$M_y^i = M_y^{i-1} + F_{sz}^i (x_i - x_{i-1}) \tag{2}$$

여기서 i 는 각 구획을 의미하며, F_{sz} , M_y , x 는 각각 전단력, 굽힘 모멘트, CG점 x 좌표를 나타낸다. 원통형의 동체 표면에 작용하는 압력 분포 하중을 집중 하중 형태로 모사할 수 있도록 원통형 비행체의 내부 프레임이 있는 동체 체결부 4지점과 반력점 2곳 전체 6지점에 하중 부가점을

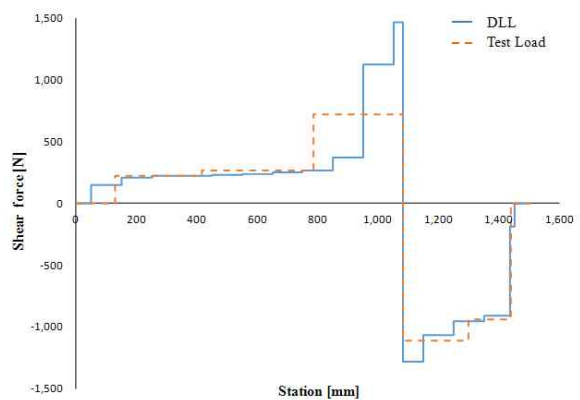


Fig. 6. Shear force diagram

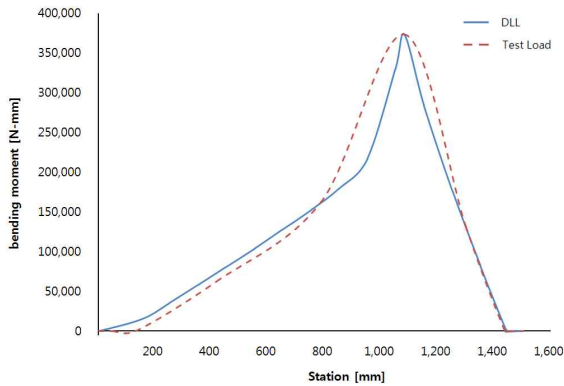


Fig. 7. Bending moment diagram

신청하였으며, Fig. 6 및 7과 같이 설계제한하중으로부터 계산된 전단력 선도(shear force diagram, SFD)와 굽힘 모멘트 선도(bending moment diagram, BMD)를 구하였다. 설계제한하중과 시험하중이 대체로 일치하는 경향을 알 수 있으며 시험 적용에 제한적인 하중 부가점수에 의해 일부구간에서는 설계제한하중과 차이를 나타내었다.

2.3.2 하중 부가 장치 설계

전기체 정적 구조 시험 장비는 Fig. 8과 같이 크게 시험치구, 하중 부가 장치, 데이터 획득 장치, 중량 보상 장치로 구성된다. 시험치구는 시험 기체와 시험 기체를 지지하는 외곽지지 구조물로 이루어져 있다. 시험 기체와 하중 부가 장치의 중량을 상쇄하기 위하여 시험 기체의 전/후방에 4.85 kg/9.53 kg 무게추(dead weight)를 이용한 중량 보상 장치를 적용하였다. 하중 부가 장치를 구성하기 위하여 시험하중을 기반으로 원통형 비행체 전기체 정적 구조 시험에 적합한 전단 스트랩(shear strap), 휘플트리(whiffle tree) 조립체 및 하중부가기(loader)를 설계하였다. 하중부기기를

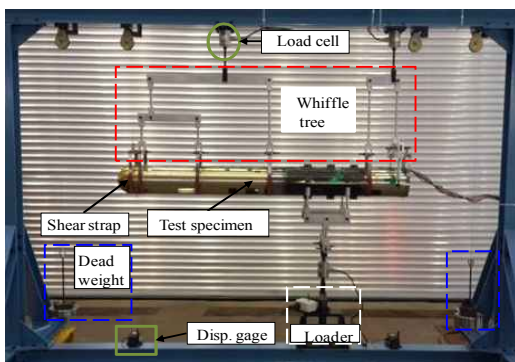


Fig. 8. Set-up for full-scale static structure test

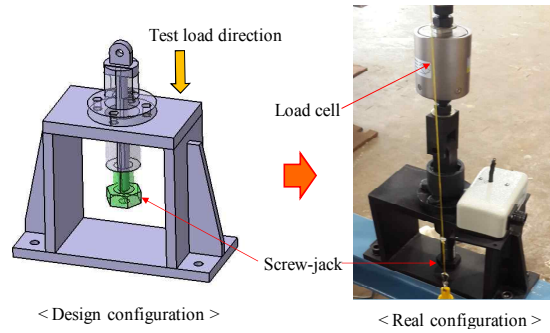


Fig. 9. Test loader applying screw-jack

통해 시험하중을 부가하면 휘플트리 조립체에 하중이 전달되어 시험 기체의 하중 부가점에 부착된 전단 스트랩을 통해 시험하중이 최종적으로 시험 기체에 부가된다. 시험 기체에 시험하중을 전달하기 위하여 AL6061-T6재질의 휘플트리 조립체 총 3개를 적용하였으며, 전단 스트랩과 시험 시편의 본딩을 위하여 RTV 60 접착제를 사용하였다. 원통형 비행체의 정적 구조 시험에는 하중부기기를 통해 부가되는 최대 시험하중 값이 1,000 kgf미만이기 때문에 유압식 하중부기기의 사용이 제한되어 Fig. 9와 같이 스크류-잭 방식의 하중부기기를 적용하였다. 스크류-잭 방식의 하중부기기는 5/8" UNC 인치나사와 M24 나사의 피치 차이를 이용하여 나사가 1회전할 때 0.3 mm만큼 휘플트리 조립체가 이동하면서 시험 기체에 인장 하중을 부가한다.

2.3.3 원통형 비행체 정적 구조 시험

정적 구조 시험에서 시험하중 및 데이터 계측을 위하여 UMI-500K 로드셀(load cell) 3개, PA1T-50-UP-500-C25 변위 게이지(displacement gage) 2개, C2A-06-125LW-120/C2A-06-062LR-350 단축/3축 스트레인 게이지(uniaxial/three-axial strain gage) 5개, Vishay사의 System 7000 장비로 구성된 데이터 획득 장치를 이용하였다. Fig. 10은 변위 및 변형률 측정을 위한 계측 센서 부착 위치를 나타낸다. 변위 및 변형률 센서 위치는 구조 해석 결과를 통해 구조적 취약부로 예상

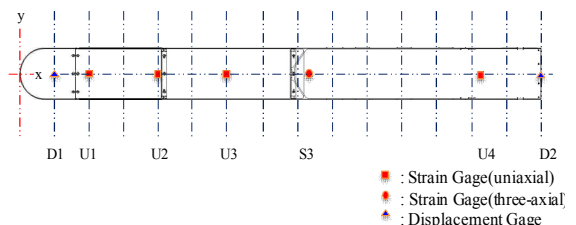


Fig. 10. Sensor position of strain and displacement gages

되는 동체 체결부로 결정하였다. 전단 스트랩 설치면을 고려하여 스트레인 게이지는 시험 기체 동체 상부면에 설치하였다. 전기체 정적 구조시험은 DLL의 30% 부가시험인 예비시험 1회, DLL의 100% 부가시험인 설계제한하중시험 (design limit load test, DLLT) 3회, DLL의 150% 부가시험인 설계극한하중시험 (design ultimate load test, DULT) 1회를 수행하였다. 시험하중은 DLL 100% 하중을 한 번에 부가하지 않고 Fig. 11과 같이 단계적으로 10% 증가시키면서 각 단계에서 시험 기체의 구조적 거동을 확인하고 설치된 센서를 통해 데이터를 계측하였다.

Figure 12는 SC_GC 동체와 SC_TL 동체 체결부에서의 하중에 따른 스트레인 값을 나타낸다. 시험을 통해 극한 하중 조건에서 원통형 비행체가 영구 변형이 없이 탄성 영역에서 선형적으로 거동하는 것을 알 수 있으며, DLLT1~3에서 하중에 따른 스트레인 값이 거의 일치하는 경향을 나타내었다. DULT에서 측정된 스트레인 최대값은 -95×10^{-6} 로 DLLT3 대비 1.6배 증가하였으며 굽힘에 의한 압축력이 발생함에 따라 x방향 최대 압축 응력은 6.55 MPa로 나타났다. U2 센서 위치에서 DLLT3과 구조 해석의 x방향 최대응력은 4 MPa 및 3.06 MPa로 나타났다. 시험과 해석값이 다소 차이가 발생한 이유는 압력 분포로 고려된 설계제한하중과 하중 부가점 기준으로 계산된

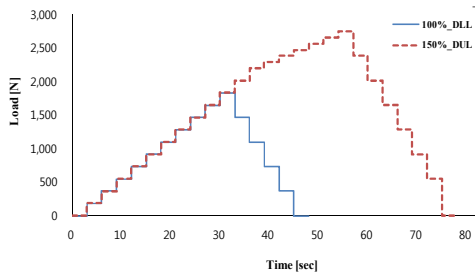


Fig. 11. Test load profile

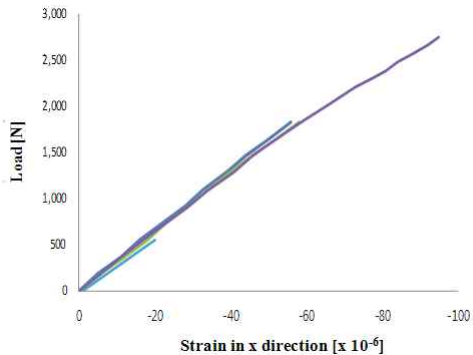


Fig. 12. Load-strain curve at the U2 sensor

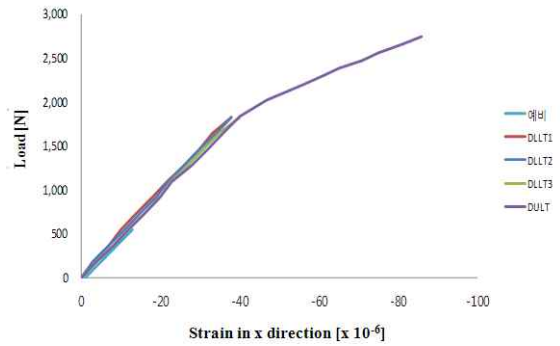


Fig. 13. Load-strain curve at the U3 sensor

시험하중과의 오차와 함께 시험하중을 반력 하중으로 적용함에 따른 것으로 판단된다. SC_TL 동체부 중심에서 하중에 따른 스트레인 값을 Fig. 13에 나타내었다. Fig. 12와 같이 극한 하중 조건에서 원통형 비행체의 선형 탄성 거동을 확인할 수 있다. U3 센서 부착 위치에서 DLLT3/DULT의 스트레인 최대값은 $-40 \times 10^{-6} / -86 \times 10^{-6}$ 로 나타났으며, DLLT3/DULT의 x방향 최대 압축 응력은 각각 2.76 MPa/5.86 MPa로서 DULT에서 DLLT3 대비 2.1배 증가하는 경향을 알 수 있다.

III. 동특성 평가

3.1 원통형 비행체 주파수 응답

n -자유도 구조진동계의 운동방정식은 다음 식 (3)과 같이 표시할 수 있다.

$$[M]\{\ddot{x}\} + ([K] + i[C])\{x\} = \{f\} \quad (3)$$

여기서 $[M]$, $[K]$, $[C]$ 는 각각 진동계의 질량, 강성, 구조 감쇠 계수 행렬이다.

식 (3)에서 우변의 가진력을 충격 하중으로 고려하여 Dirac delta 형태로 표현하면 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\{f\} = [\delta]\{F\} \quad (4)$$

식 (3)의 운동방정식을 충격 하중에 대한 변위 응답으로 정리하면 식 (5)와 같이 구해진다.

$$\begin{aligned} \{x\} &= ([K] + i[C] - \omega^2[M])^{-1} [\delta]\{F\} \\ &= [H(\omega)]\{F\} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 $[H(\omega)]$ 는 $n \times n$ 인 주파수 응답 함수 행렬(FRF matrix)이다.

가진력과 응답 신호를 이용하여 컴플라이언스 응답 함수를 구하는 경우에는 자기 상관 스펙트럼 밀도(auto spectral density)와 상호 상관 스펙

트럼 밀도(cross spectral density)를 이용하여 식 (6), (7)과 같이 구할 수 있다.

$$H_1(\omega) = \frac{G_{fx}(\omega)}{G_{ff}(\omega)} \tag{6}$$

$$H_2(\omega) = \frac{G_{yx}(\omega)}{G_{yf}(\omega)} \tag{7}$$

여기서 아래 첨자 x, f 는 각각 입력, 출력 주파수 영역을 의미한다. $G(\omega)$ 는 $x=f$ 이면 자기 상관 스펙트럼 밀도를 나타내며, $x \neq f$ 이면 상호 상관 스펙트럼 밀도를 의미한다. $H_1(\omega)$ 과 $H_2(\omega)$ 는 출력 및 입력 신호에서 노이즈가 필터링 되어 계산되는 주파수 응답 함수이다.

3.2 전기체 동특성 시험

비행체의 동적 특성을 확인하기 위한 방법으로는 가진 시험이 있으며, 진동을 발생시키는 방법에 따라 햄머 충격(impact hammer) 시험과 가진기(vibration exciter) 시험으로 구분된다. 햄머 충격 시험은 결과의 예측이 용이하고 시간과 비용면에서 효율적이면서 시험 기체의 고유 주파수 및 감쇠비를 비교적 정확하게 검토할 수 있는 장점이 있다. 연소 전·후 비행 동특성을 확인하기 위하여 Fig. 14와 같이 고무줄(rubber string)로 지지된 원통형 비행체에 햄머 충격 시험을 수행하였다. 모든 탑재 구성품이 장착된 시험 기체의 좌·우 16곳에 계측 진동수 범위가 0.3 ~ 6000 Hz인 Brüel & Kjør사의 CCLD 4507-B-004 1축 가속도계(accelerometer)를 부착하였으며, #1~8 가속도계는 y 축, #9~16 가속도계는 z 축 방향의 가속도를 측정한다. 시험 시편에 충격하중을 가하는 충격 햄머는 최대 4,448 N 충격력을 계측하는 Brüel & Kjør사 8206 모델을 이용하였다.

햄머 충격 시험을 통한 연소 후 원통형 비행체의 고유 주파수 및 진동 모드 결과는 Fig. 15와 같다. 요 및 피치 방향 1차 굽힘 모드는 각각 94.924 Hz, 146.256 Hz에서 나타났다. 요 방향에

비해 피치 방향에서 고유 주파수가 더 크게 나타난 것은 비대칭성을 갖는 내부 탑재 구성품에 기인한 것이다. 가장 큰 고유 주파수는 피치 방향 2차 굽힘 모드에서 399.961 Hz로 나타났으며, 이는 SC_PR 동체를 제외하고는 내부 구성품의 피

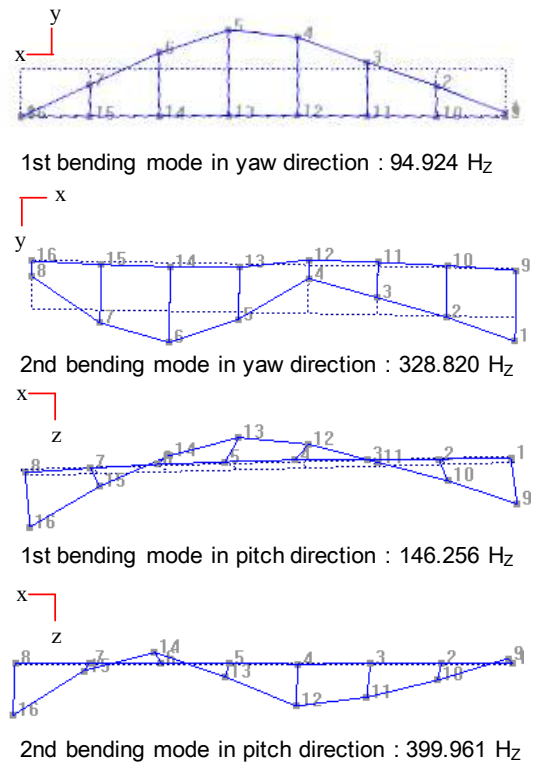


Fig. 15. Damped frequencies and modes after burning

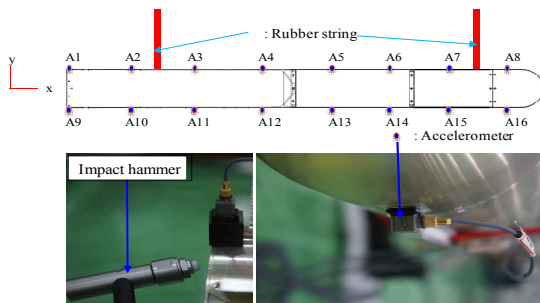


Fig. 14. Set-up for impact hammer test

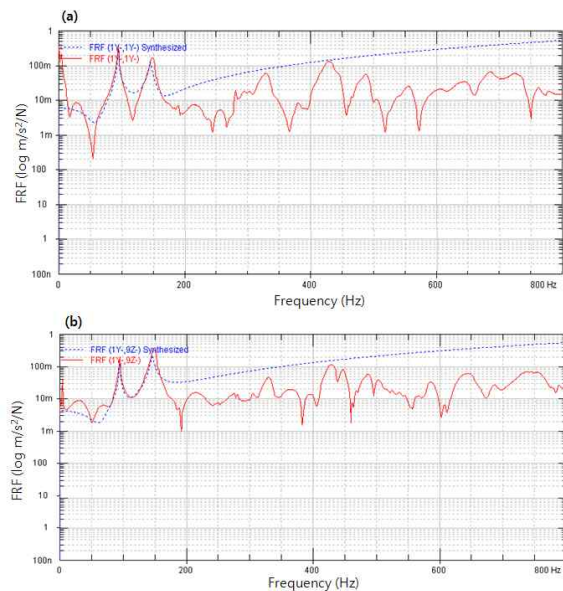


Fig. 16. Frequency response after burning: (a) #1 sensor (b) #9 sensor

Table 2. Dynamic characteristics in before and after burning condition

| Vibration mode | Before burning | | | After burning | | |
|--------------------------|----------------|-------------|-----------|----------------|-------------|-----------|
| | Frequency [Hz] | Damping [%] | Amplitude | Frequency [Hz] | Damping [%] | Amplitude |
| 1st bending mode (yaw) | 84.06 | 1.49 | 1.02E+04 | 94.92 | 0.94 | 1.68E+04 |
| 1st bending mode (pitch) | 119.43 | 1.94 | -2.25E+04 | 146.25 | 1.52 | 2.37E+04 |
| 2nd bending mode (yaw) | 271.18 | 0.52 | 4.73E+03 | 328.82 | 2.95 | 4.86E+04 |
| 2nd bending mode (pitch) | 358.77 | 2.66 | -1.30E+04 | 399.96 | 1.39 | 2.34E+03 |

치방향 강성이 요방향 보다 상대적으로 강한 비대칭 구조를 가지고 있기 때문이다. Fig. 16은 연소 후 원통형 비행체의 주파수 응답 특성을 나타낸다. 연소 전 CG는 추진기관 전방에 위치하기 때문에 활성상태의 추진기관 가진에 따른 위험을 회피하고 위하여 #1 가속도계에 근접한 원통형 비행체 후방면에 x축 방향으로 해머 충격을 가하였다. #1 및 #9 가속도계에서 계측된 출력 신호를 통해 연소 이후 원통형 비행체의 후방부는 요 및 피치방향으로 52.15 ~ 147.62 Hz, 76.03 ~ 140.17 Hz 범위에서 주파수 응답이 나타남을 확인하였다. 햄머 충격 시험을 통한 원통형 비행체의 연소 전·후 동특성 결과를 Table 2에 나타내었다. 모든 진동 모드에서 연소 이후 중량 감소에 따른 고유 주파수가 증가하는 경향을 나타내었으며 원통형 비행체의 내부 탑재 구성품 운용 주파수인 200 Hz 대역을 회피하는 것을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 아음속 환경에서 원통형 비행체의 정적 구조 안전성 및 동적 특성을 확인하였다. 선정된 극한 비행 조건에서 공력-구조 해석을 수행하여 응력 및 변형 상태를 검토함으로써 원통형 비행체가 구조적으로 안전함을 일차적으로 확인하였다. 원통형 비행체 전기체 정적 구조 시험을 위한 적합한 하중 부가 장치를 개발하여 설계제한하중시험 및 설계극한하중시험을 수행하였다. 이를 통해, 원통형 비행체가 탄성영역 내에서 거동하고 구조 강도를 만족함을 확인하였다. 원통형 비행체의 동특성을 평가하기 위하여 자유-자유 경계조건으로 고려한 원통형 비행체 햄머 충격 시험을 수행하였으며, 연소 전·후 고유 주파수 및 고유 모드의 주파수 응답 특성을 검토하여 비행 상태에서 운용 주파수를 회피하는 주파수 응답 특성을 확인하였다.

Reference

- 1) "Aircraft Structural Integrity Program Airplane Requirements," MIL-HDBK-1530, 2002.
- 2) "Missiles, Guided, Design and Construction, General Specification for," MIL-M-8555C, 1984.
- 3) "Missiles, Guided, Structural Integrity, General Specification for," MIL-M-8856B, 1990.
- 4) Lee, H. D., Kwon, O. J., Lee, B. S., and Noh, K. H., "Aerodynamic Simulation of Air-Launched Missiles from a Complete Helicopter," *Journal of The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 12, Dec. 2011, pp.1097-1106.
- 5) Buschek, H., "Design and flight test of a robust autopilot for the IRIS-T air-to-air missile," *Control Engineering Practice*, Vol. 11, No. 5, May. 2003, pp. 551-558.
- 6) Huttshell, L., Schuster, D., Volk, J., Giesing, J., and Love, M., "Evaluation of Computational Aeroelasticity Codes for Loads and Flutter," AIAA 2001-0569
- 7) Raveh, D. E., Levy, Y., and Karpel, M., "Structural Optimization Using Computational Aerodynamics," *AIAA Journal* Vol. 38, No. 10 Oct. 2000, pp.1974-1982.
- 8) Striz, A. G. and Venkayya, V. B., "Influence of Structural and Aerodynamic Modeling on Flutter Analysis", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 5, Sep. 1994, pp. 1205-1211
- 9) Lee, K. Y., Kim, J. K., Lee, K. B., and Jung, J. K., "The Study on Structural Strength Test Technique for Cylindrical Supersonic Vehicle Subjected to Severe Heating Environment," *Journal of The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 6, Jun. 2005, pp.83-91.
- 10) Jung, J. K., Lee, K. B., Yang, M. S., and Shul, C. W., "A Study on the Test Load Simulation Technique for T-50 Full Scale Durability Test," *Journal of The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 3, Apr. 2004, pp.82-87.
- 11) "Airplane Strength and Rigidity Ground Tests," MIL-A-8867C, 1994.
- 12) James, G. H., Carne, T. G., and Edmunds, R. S., "STARS Missile - Modal

Analysis of First-Flight Data Using the Natural Excitation Technique, NEXT," *In Proceedings of the 12th International Modal Analysis Conference*, Honolulu, Hawaii, 31 Jan.-3 Feb. 1994.

13) James, G., Carne, T., Mayes, R., and Bateman, V., "Extending Modal Testing to the Launch Environment", *In proceeding of the*

Spacecraft Dynamic Environment Technical Interchange Meeting, California, USA, 23-24 Jun. 1992.

14) MSC Software, Patran/Nastran 2012 documentation

15) Ansys, Ansys Fluent Tutorial Guide, Release 15.0, Nov. 2013.