

항공기용 서스펜션 장비의 천이구조하중해석에 대한 연구

차진현¹ · 정상준¹ · 최관호^{1,†}

¹국방과학연구소

Study on Transient Structural Load Analysis of Aircraft Suspension Equipment

Jinhyun Cha¹, Sangjun Chung¹ and Kwanho Choi^{1,†}

¹The 7th(Aircraft Systems) R&D Institute - 3, Agency for Defense Development

Abstract : In this study, a transient structural load analysis system was constructed to calculate the applied load on the suspension equipment corresponding to the aircraft flight conditions based on military specifications. Aircraft flight data (altitude, velocity, acceleration, angle of attack and etc. at aircraft center of gravity) were used as input parameters and the calculated load of the suspension equipment at wings on the left and right side was printed out for the structural load analysis. As a calculation procedure, first of all, load analysis was carried out at the center of gravity of the external store, Secondly, a trial reaction force analysis was conducted on hook and swaybrace of suspension equipment. All procedure of calculations was programed to analyze the structural load automatically. To verify the numerical results, structural load analysis using the experimental flight data was performed.

Key Words : Aircraft Suspension Equipment, Transient Structural Load Analysis

1. 서 론

항공기 주익 아래에 장착되는 서스펜션 장비는 전기 배선 보호 및 페어링 역할을 하는 파일런(Pylon)과 주어진 환경 및 임무에 따라 외부장착물을 장착 수송 및 투하할 수 있도록 설계된 폭탄걸이(Bomb Rack)로 구성된다. 서스펜션 장비에 외부연료탱크를 장착하여 장거리 항법을 가능케 할 수 있으며, 무장을 장착하여 전투 임무를 수행할 수 있다. 항공기 기동 중 기동상태에 따라 외부장착물에는 공력(Aerodynamic Force)과 관성력(Inertia Force)에 의한 힘과 모멘트가 발생하게 되고 이 힘은 파일런 내부에 장착되는 폭탄걸이에 수직 하중을 지지하는 훅(Hook) 2개소와 외부장착

물의 횡 방향 하중을 지지하는 스웨이브레이스(Swaybrace)의 4개소에서 반력(Reaction Force)으로 작용한다. 하중해석절차로 획득한 반력은 서스펜션 장비의 구조설계하중으로 사용될 수 있으며, 반력의 방향 및 크기에 대한 예측 값이 구조적으로 감당하기 어려울 정도일 경우 기동조건을 제한할 근거로 제시될 수 있다.

본 연구에서는 미 군사규격 내용을 참조하여 외부장착물에 작용하는 외력 및 폭탄걸이에 발생하는 반력계산 절차를 소개하였다[1, 2]. 또한, 외부장착물에 외력 작용 시 외부장착물과 폭탄걸이의 체결 부에서 발생하는 서로간의 접촉 및 분리 하중 계산 과정에서 실제와 같은 하중이 계산되도록 하였고, 좌/우측 주익 각 2개의 서스펜션 장비에 작용하는 하중을 예측하도록 시스템을 구성하였다[3]. 또한, 엑셀을 사용하여 해석시스템을 구성하였고, 실제 비행 데이터를 입력 조건으로 해석을 수행하여 해석 시스템의 신뢰성을 검증하였다.

Received: Aug. 20, 2015 Revised: Sep. 22, 2015 Accepted: Sep. 22, 2015

† Corresponding Author

Tel: +82-043-821-3353, E-mail: khchoi@add.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System

2. 구조설계하중 계산절차

2.1 입출력 정보

항공기 기동 시 서스펜션장비에 작용하는 구조하중 해석은 Fig. 1과 같은 순서로 계산된다. 천이하중해석을 수행하기 위해 시간에 의존적인 입력변수와 시간에 독립적인 입력변수를 구분하였다. 시간에 의존적인 변수로는 비행고도(Altitude), 온도(Temperature), 받음각(Angle of Attack), 옆미끄럼각(Side Slip Angle), 비행속도(Velocity), 가속도(Acceleration), 각속도(Angular Velocity), 각가속도(Angular Acceleration)가 있으며, 시간에 독립적인 변수는 외부장착물과 폭탄걸이의 무게(Weight), MOI(Moment of Inertia) 및 형상치수(Dimension) 등이 있다. 항공기 무게중심(Center of Gravity) 기준으로 입력되는 변수들은 외부장착물 기준으로 재계산되며, 주의 아래 4곳의 서스펜션 장착위치(좌/우 날개, 내측/외측)에서 외부장착물에 작용하는 6분력 하중과 폭탄걸이의 6개소에 작용하는 하중으로 계산하여 출력되도록 시스템을 구성하였다.

2.2 외부장착물 작용하중 계산절차

외부장착물을 장착한 상태로 항공기가 비행하면 외부장착물에는 관성력과 공력이 작용하게 된다.

$$n_{x_s} = -a_x + \frac{1}{g} [\ddot{\omega}_z \Delta Y - \ddot{\omega}_y \Delta Z + (\dot{\omega}_y^2 + \dot{\omega}_z^2) \Delta X - \dot{\omega}_x \dot{\omega}_y \Delta Y - \dot{\omega}_x \dot{\omega}_z \Delta Z]$$

$$n_{y_s} = -a_y + \frac{1}{g} [\ddot{\omega}_x \Delta Z - \ddot{\omega}_z \Delta X + (\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_z^2) \Delta Y - \dot{\omega}_x \dot{\omega}_y \Delta X - \dot{\omega}_y \dot{\omega}_z \Delta Z]$$

$$n_{z_s} = -a_z + \frac{1}{g} [\ddot{\omega}_y \Delta X - \ddot{\omega}_x \Delta Y + (\dot{\omega}_y^2 + \dot{\omega}_x^2) \Delta Z - \dot{\omega}_x \dot{\omega}_z \Delta X - \dot{\omega}_y \dot{\omega}_z \Delta Y]$$

- n_{i_s} : 외부장착물의 i축 관성하중배수
- g : 중력 가속도
- a_i : 항공기의 i축 가속도
- $\dot{\omega}_i$: 항공기의 i축 각가속도
- $\ddot{\omega}_i$: 항공기의 i축 각속도
- $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$: 항공기와 외부장착물의 무게중심간 거리

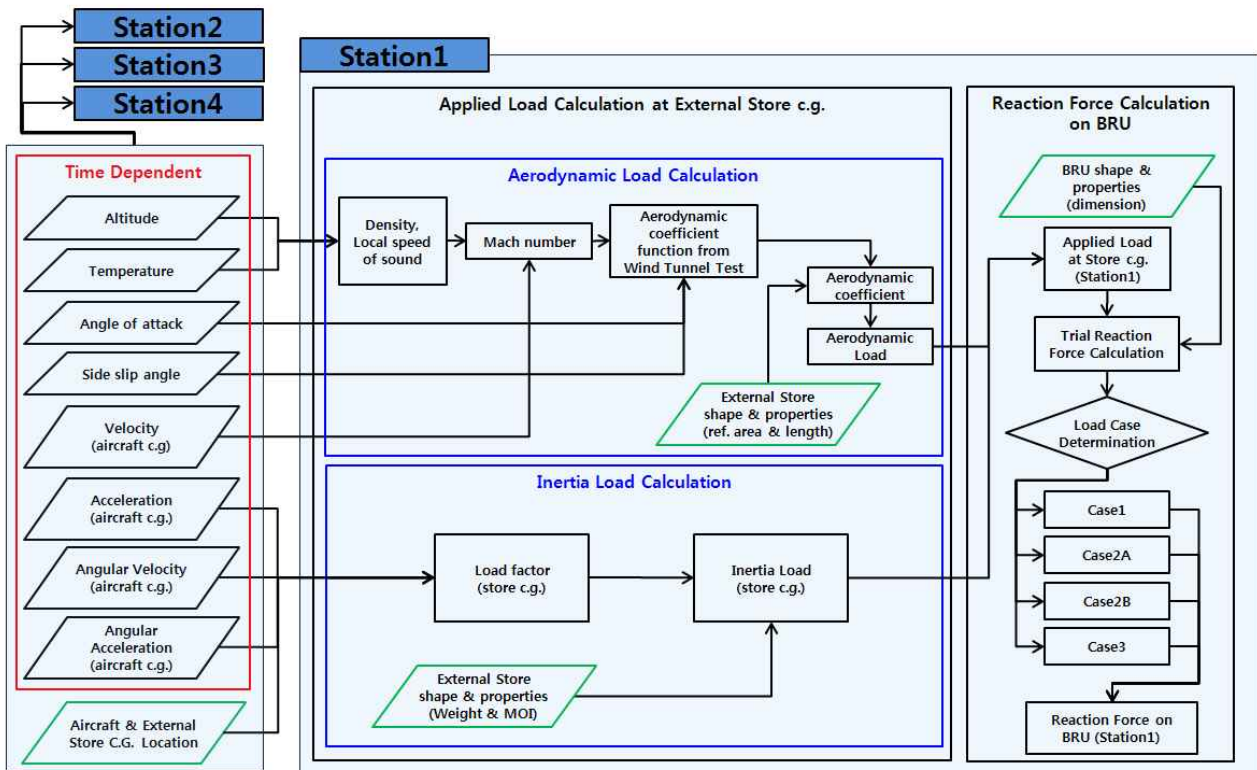


Fig. 1 Flow Chart for Transient Structural Load Analysis of Suspension Equipment

관성력은 항공기 기동 시 작용하는 각속도, 가속도, 각가속도의 영향으로 발생하며, 외부장착물의 무게와 MOI의 연산으로 계산된다. 관성력을 계산하기 위한 각속도, 가속도, 각가속도는 일반적으로 항공기 무게중심을 기준으로 제시된다. 그러나 항공기와 외부장착물의 무게중심은 위치가 일치하지 않으므로, 외부장착물에 작용하는 관성력을 계산하기 위해 항공기 무게중심에 작용하는 가속도와 각가속도를 외부장착물의 무게중심에 작용하는 가속도로 재계산해야 한다. 따라서 상기 제시된 수식과 같이 외부장착물에 작용하는 가속도가 계산된다.

여기서 중량 W_s 인 외부장착물의 축 방향으로 작용하는 관성력은 아래와 같다.

$$P_{i_{inertia}} = W_s \times n_{i_s}$$

또한, 관성모멘트는 아래와 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} M_{x_{inertia}} &= -I_{xx}\ddot{\omega}_x + (I_{yy} - I_{zz})\dot{\omega}_y\dot{\omega}_z + I_{yz}(\dot{\omega}_y^2 - \dot{\omega}_z^2) \\ &\quad + I_{xz}(\ddot{\omega}_z + \dot{\omega}_x\dot{\omega}_y) + I_{xy}(\ddot{\omega}_y + \dot{\omega}_z\dot{\omega}_x) \\ M_{y_{inertia}} &= -I_{yy}\ddot{\omega}_y + (I_{zz} - I_{xx})\dot{\omega}_z\dot{\omega}_x + I_{xz}(\dot{\omega}_z^2 - \dot{\omega}_x^2) \\ &\quad + I_{xy}(\ddot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\dot{\omega}_z) + I_{yz}(\ddot{\omega}_z + \dot{\omega}_x\dot{\omega}_y) \\ M_{z_{inertia}} &= -I_{zz}\ddot{\omega}_z + (I_{xx} - I_{yy})\dot{\omega}_x\dot{\omega}_y + I_{xy}(\dot{\omega}_x^2 - \dot{\omega}_y^2) \\ &\quad + I_{yz}(\ddot{\omega}_y + \dot{\omega}_x\dot{\omega}_z) + I_{xz}(\ddot{\omega}_x + \dot{\omega}_y\dot{\omega}_z) \end{aligned}$$

항공기 기동 시 발생하는 공기의 흐름으로 외부장착물 표면에 작용하는 공력은 아래 수식으로 계산된다.

$$P_{i_{air}} = C_i \times q \times S$$

$$M_{i_{air}} = C_i \times q \times S \times L$$

C_i : 공력계수
 q : 동압
 S : 기준넓이
 L : 기준길이

여기서 공력계수 $C_i(\alpha, \beta)$ 는 받음각과 옆미끄럼각의 함수로 외부장착물에 대한 풍동시험이나 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics)을 통하여 획득할 수 있다. 공력계수는 공력계수식에 받음각과 옆미끄럼각을 입력하여 계산되고 마하수(Mach Number)에 대한 공력계수 값의 보정은 선형보간(Linear Interpolation)

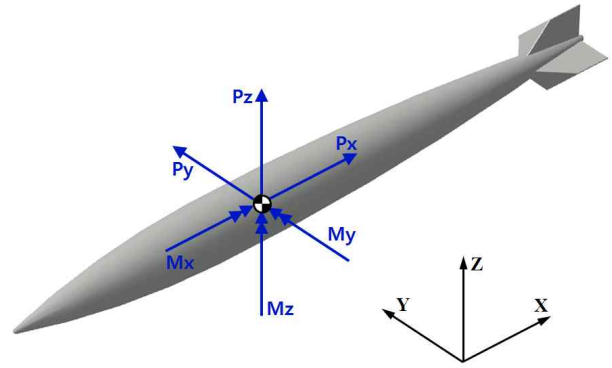


Fig. 2 Applied Load at Store Center of Gravity

$$\rho_{air} = \frac{P_0 \times M \times \left(1 - \frac{L \times h}{T_0}\right)^{\frac{g \times m}{R \times L}}}{R \times (T_0 - L \times h)}$$

P_0 : 대기압(해수면기준)
 T_0 : 대기온도(해수면기준)
 g : 중력가속도
 h : 고도
 L : 온도감률
 R : 기체상수
 M : 물질량

으로 처리하였다. 그리고 동압(Dynamic Pressure)계산 시 고도에 따라 변화하는 공기 밀도는 위 수식을 적용하여 계산하였다.

밀도 계산 수식의 계수들은 표준대기의 기준값을 사용하였고 고도조건에 따라 보정된 공기의 밀도가 계산에 적용되어 보다 현실적인 공력을 예측할 수 있도록 하였다.

상기 정의된 관성력과 공력은 각각 무게중심과 공력중심을 기준으로 계산된 값으로 좌표변환을 통해 무게중심에서 합력으로 재계산하여 외부장착물에 작용하는 전체하중으로 Fig. 2와 같이 계산하였다.

2.3 반력계산절차

2.2절에서 설명한 외부장착물 무게중심에 가해지는 하중은 Fig. 3과 같이 폭탄걸이의 6개 지점(혹 2개소, 스웨이브레이스 4개소)반력으로 전달된다.

폭탄걸이의 구조하중을 계산하기 위한 반력산출식은 다음의 가정에서 출발한다.

- (1) 장착물과 폭탄걸이는 변형하지 않는다.
- (2) 혹은 Z방향으로 인장하중만을 담당한다.
- (3) 스웨이브레이스는 압축하중만을 담당한다.

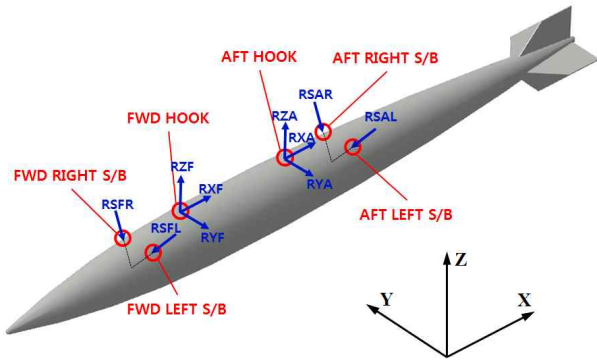


Fig. 3 Reaction Force on Suspension Equipment

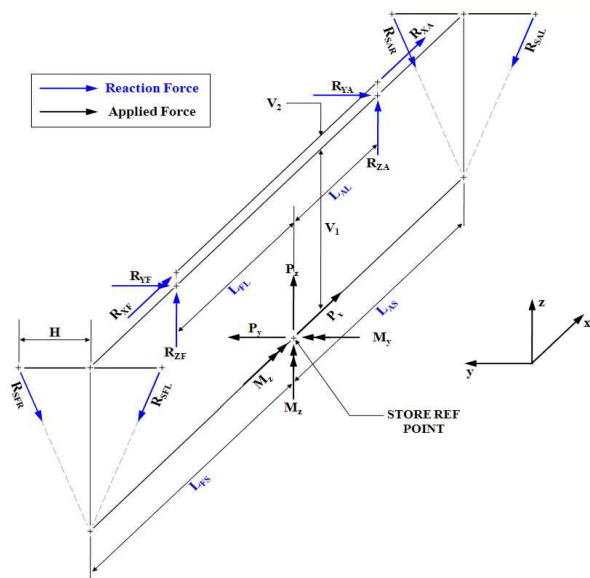


Fig. 4 Force and Moment Equilibrium between Applied Load and Reaction Force

- (4) 전방훅은 +X방향, 후방훅은 -X방향 하중만을 지지한다.
- (5) 외부장착물에 발생하는 요(Yaw) 방향 모멘트는 스웨이브레이스와 훅이 분배계수 SB 만큼 분담하여 담당한다.

가정(5)에서 언급한 분배계수 SB는 외부장착물에 작용하는 요 방향 모멘트에 대하여 전체 발생하는 반력 중 스웨이브레이스가 담당하는 비율을 말한다. 분배계수에 영향을 미치는 주요 인자로는 스웨이브레이스와 훅의 위치, 서스펜션 장비와 외부장착물의 강성, 외부장착물에 작용하는 하중이 있으며, 분석 및 해석적으로 분배계수를 계산하기 어려워 보통의 경우 실험적인 방법을 사용하여 분배계수 값을 획득한다.

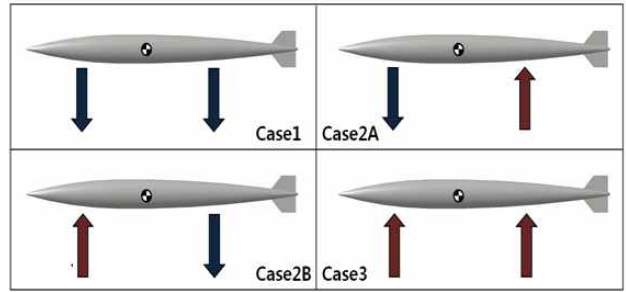


Fig. 5 Applied Load Case on Hooks in Z-axis

Table 1 Conditions of Load Case on Hooks

Case	$R_Z^{F\uparrow}$ (FWD)	$R_A^{F\uparrow}$ (AFT)	Load cases
1	+	+	FWD & AFT Hook Loaded
2A	+	-	FWD Hook & AFT S/B Loaded
2B	-	+	AFT Hook & FWD S/B Loaded
3	-	-	FWD & AFT S/B Loaded

$$R_Z^{F\uparrow} = [(P_x(R+C) - P_z \times L_{AL} - M_y + |V_{CF}|(L_{FS} + L_{AL}) + |V_{CA}|(L_{AL} - L_{AS})) / (L_{FL} + L_{AL})]$$

$$R_Z^{A\uparrow} = [(-P_x(R+C) - P_z \times L_{FL} - M_y + |V_{CF}|(L_{FL} - L_{FS}) + |V_{CA}|(L_{FL} + L_{AS})) / (L_{FL} + L_{AL})]$$

상기 명시된 가정에 따라 장착물 및 폭탄결이는 변형하지 않는 강체(Rigid)조건임을 알 수 있다. 따라서 외부장착물 무게중심에 작용하는 하중과 폭탄결이의 6개의 반력들은 Fig. 4와 같이 모든 지점에서 힘과 모멘트의 합이 항상 0이 되어야 한다는 조건을 만족하여야 하며, 반력 산출식은 이 힘과 모멘트 평형 조건으로부터 유도된다. 또한, 상기 명시한 수식은 전 후방 훅에 작용하는 Z방향 하중의 형태가 인장인지 압축인지 확인하기 위해 사용되는 수식으로 이를 통해 산출된 값 중에 만약 음수 값, 즉 압축하중이 작용하게 될 경우에는 수정된 수식을 사용한다.

즉, 가정 (2)의 조건에 따라 훅은 압축하중을 담당하지 않으므로 훅에 Z방향으로 압축하중이 작용할 경우 해당하는 훅을 배제한 뒤 힘과 모멘트 평형조건으로 수식을 다시 유도해 반력을 재계산한다.

훅에 작용하는 반력의 종류는 Fig. 5와 같으며, Table 1과 같이 Case 별 하중 담당 위치를 정의할 수 있다.

3. 구조설계하중해석

3.1 입력 기동조건

서스펜션 장비의 천이구조하중해석 시스템을 이용하여 해석을 수행하기 위해 입력 기동조건으로 항공기가 180° 롤(Roll) 기동한 뒤 배면 비행하는 실제 비행시험 결과를 사용하였다. 총 해석 시간은 5초, Δt 는 0.02초 이며, Table 2와 같이 비행고도와 비행속도가 일정하게 입력되었고, 공기밀도계산 수식을 이용해 대기온도와 공기밀도는 Table 2와 같이 계산하여 해석에 적용하였다. 또한, 시간에 따른 받음각, 옆미끄럼각, 각속도, 가속도, 각가속도를 Fig. 5와 같이 입력하였다. 외부장착물의 정보는 Table 3과 같이 무게는 외측 400lb, 내측 500lb를 적용하였고, 외부장착물 무게중심의 Y방향 위치는 내측 5ft, 외측 10ft를 사용하였다. 그리고 항공기 기동조건으로 계산되어 각 Station의 외부장착물에 적용되는 하중배수, 받음각, 옆미끄럼각은 Table 3와 같으며, Fig. 6과 같이 기동조건을 입력하여 하중해석을 수행하였다.

Table 2 Flight Conditions

비행고도	15,000ft
비행속도	260KEAS
대기온도	-14.7°C
공기밀도	0.001496slug/ft ³
마하수	0.25

Table 3 External Store Conditions

	Station1 LH/OB	Station2 LH/IB	Station3 RH/IB	Station4 RH/OB
외부장착물 무게	400lb	500lb	500lb	400lb
외부장착물 무게중심(BL)	-10ft	-5ft	5ft	12ft
외부장착물 받음각	1.8° ~ 4.4°			
외부장착물 옆미끄럼각	-3.2° ~ 4.3°			
외부장착물 하중배수(x)	-1.9g ~ 0.1g	-0.7g ~ 0.3g	-0.3 ~ 1.5g	-0.3g ~ 2.7g
외부장착물 하중배수(y)	-3.1g ~ 1.2g	-1.9g ~ 0.1g	-2.0g ~ 0.4g	-3.1g ~ 1.5g
외부장착물 하중배수(z)	0.5g ~ 1.2g	0.5g ~ 1.2g	0.5g ~ 1.2g	0.5g ~ 1.2g

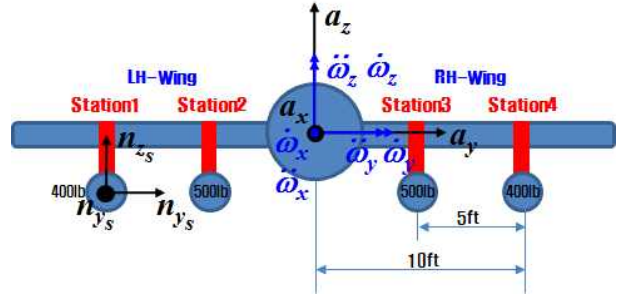


Fig. 6 Input Data Schematic (Looking Forward)

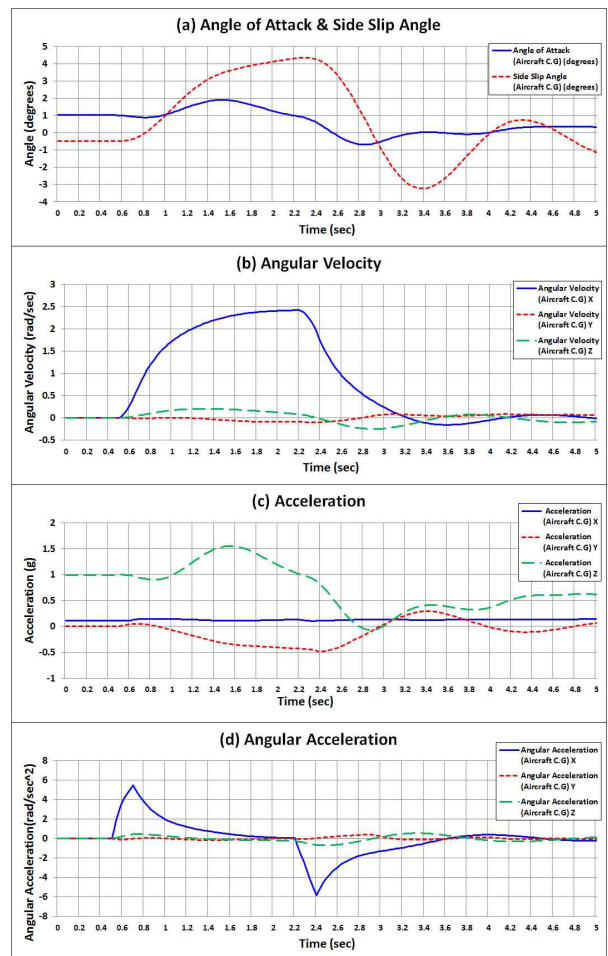


Fig. 7 Flight Data at Aircraft Center of Gravity
(a) Angle of Attack & Side Slip Angle,
(b) Angular Velocity, (c) Acceleration,
(d) Angular Acceleration

3.2 해석결과

하중해석을 통해 총 4개 Station에서 서스펜션 장비의 천이구조하중해석 결과를 도출하였다. 해석입력 기

동조건인 Fig. 7 (d)의 파란색 실선과 같이 항공기가 X축의 양의 회전방향으로 가속하였다가 감속하여, 우측 날개가 상승, 좌측 날개가 하강하는 180° 롤 기동을 하는 것이다. 180° 롤 기동으로 인하여 해석결과는 Fig. 8과 같이 각각의 외부장착물에 Z방향 하중이 발생하여 전후방 폭에 작용하는 Z방향 인장하중 값이 Fig. 9, 10의 (c) 와 같이 변화한다. 항공기가 회전하기 시작하는 0초에서 2.2초까지, Station1, 2의 Z방향 하중은 감소하고, Station3, 4의 경우 하중이 증가한다. 반대로 2.2초 이후 시간에는 Station1, 2의 하중이 증가하고, Station3, 4 하중이 감소한다. 따라서 그림 9, 10의 (c) 와 같이 기준시간(2.2초) 이전에는 좌측날개의 외부장착물(내측 : Station2, 외측 : Station1)에 비하여 우측날개의 외부장착물(내측 : Station3, 외측 : Station4)에 인가되는 하중이 보다 크게 발생하였고, 반대로 기준시간 이후에는 우측날개의 외부장착물보다 좌측날개의 외부장착물에 인가되는 하중이 보다 크게 발생 하였다. 이는 항공기가 180° 롤 기동을 위하여 기준시간 이전에는 X축 방향으로 가속회전을 하였다가 배면비행을 위하여 감속회전을 하여 나타나는 현상이다. 현재 해석은 저속으로 비행하는 조건으로 공력에 대한 영향성이 미비하여 앞서 2장에서 명시한 외부장착물에 작용하는 Z방향의 관성하중배수 n_z 계산식의

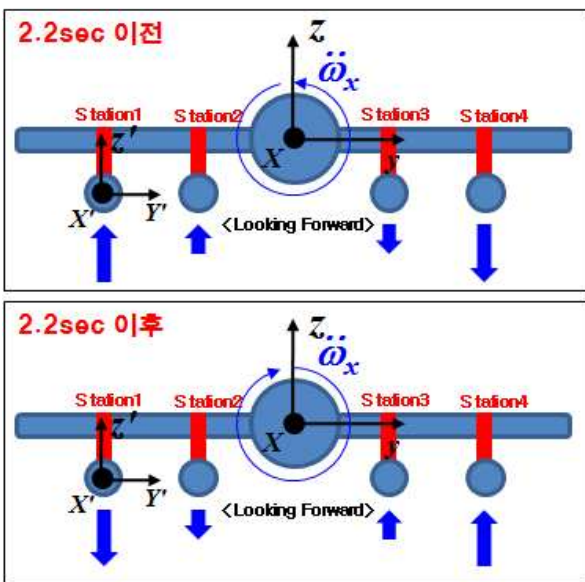


Fig. 8 Applied Angular Acceleration at Each of Station (Looking Forward)

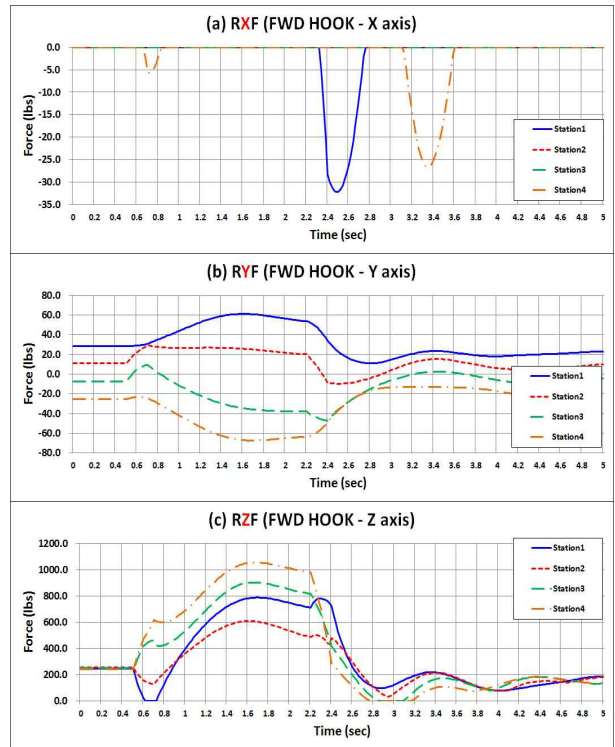


Fig. 9 Results of Load Analysis at FWD hook (a) RXF, (b) RYF, (c) RZF

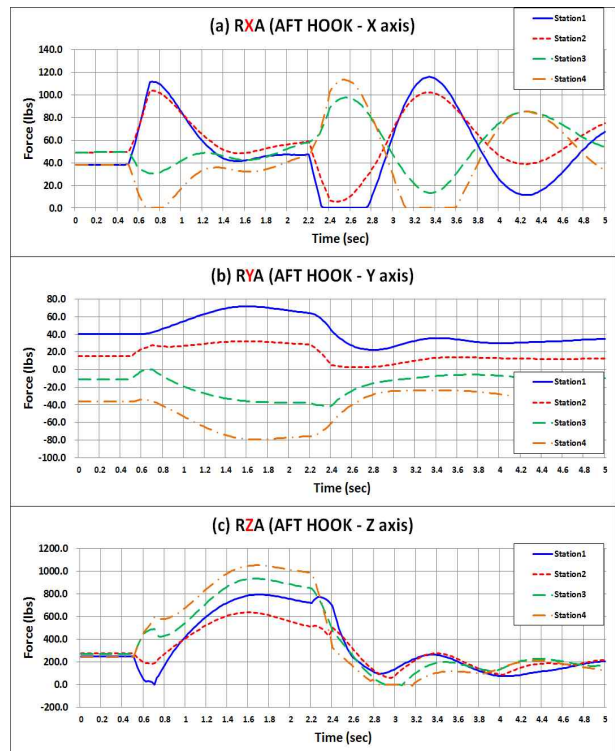


Fig. 10 Results of Load Analysis at AFT hook (a) RXF, (b) RYF, (c) RZF

$-(\ddot{\omega}_x \Delta Y)/g$ 항이 대부분 영향을 주어 발생하는 현상이라 판단할 수 있다. 또한, 롤 기동에 의하여 Fig. 11과 같이 외부장착물의 Y방향으로 하중이 발생하여 Fig. 12와 같이 스웨이브레이스에 작용하는 압축하중이 변화한다. 이는 항공기가 X축 방향으로 회전하면서 각속

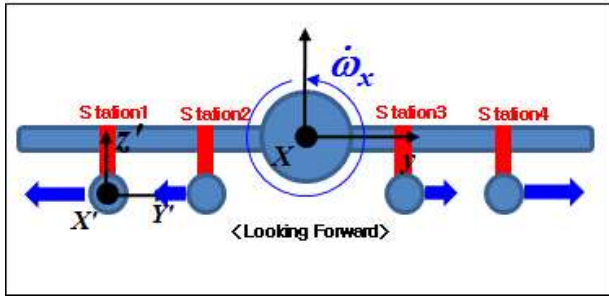


Fig. 11 Applied Angular Velocity at Each of Station (Looking Forward)

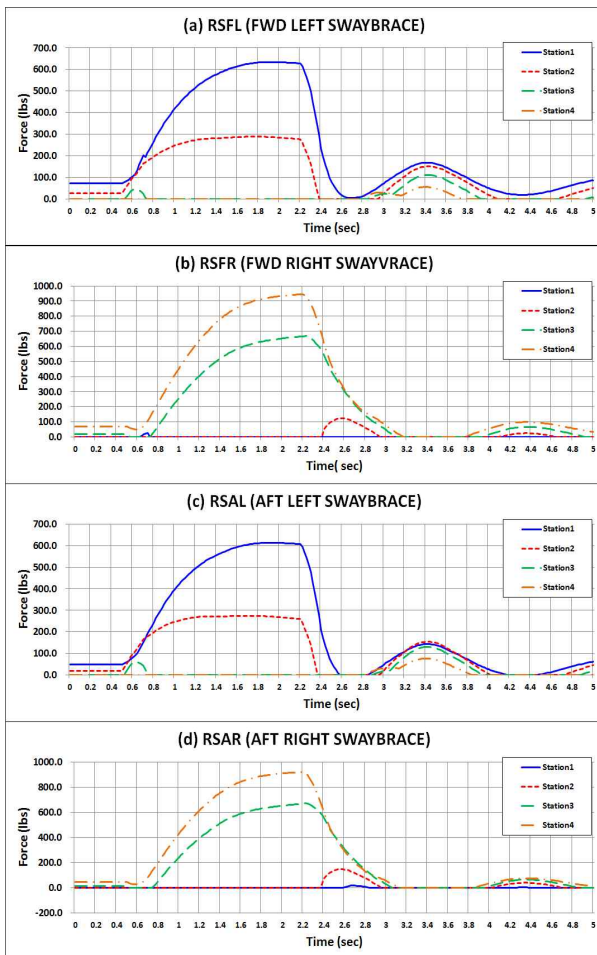


Fig. 12 Results of Load Analysis at Swaybrace

도가 발생하고 각각의 외부장착물에 원심력이 작용하여 나타나는 현상이다. 그 결과 Fig. 9, 10 (b)와 같이 좌측날개의 내/외측의 외부장착물(Station1, Station2)에는 -Y방향으로 원심력이 작용하여 Fig. 12 (a), (c)의 파란색 그리고 붉은색 선과 같이 좌측 스웨이브레이스에 압축하중이 증가하는 것을 확인할 수 있고, 우측날개의 내/외측 외부장착물(Station3, Station4)에는 Fig 12 (b), (d)와 같이 우측 스웨이브레이스에 압축하중이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 또한, 외부장착물에 작용하는 Y방향 관성하중배수 n_{y_s} 에서 $(\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_z^2) \Delta Y/g$ 항의 영향으로 발생하는 현상을 알 수 있으며, 외부장착물의 무게중심과 항공기의 무게중심의 FS(Fuselage Station)가 거의 같은 위치에 있어 Y방향 관성하중배수에 Z축 방향 각속도의 영향성은 미비하고 X축 방향 각속도가 대부분 영향을 준 것으로 분석할 수 있다. 이처럼 하중해석 결과 분석으로 전체 해석은 물리적인 오류 없이 수행되었음을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기 기준의 기동 고도, 온도, 받음각, 옆미끄럼각, 비행속도, 가속도를 입력조건으로 사용하고, 각 Station에서 구조하중이 출력되도록 천이구조하중해석 시스템을 구성하였다. 실제 180° 롤 기동 비행시험 데이터를 해석하여 서스펜션 장비에 작용하는 구조설계하중을 시간에 따라 계산할 수 있었으며, 현 기동조건에서 각속도와 각가속도에 기인한 관성하중이 서스펜션 장비에 대부분의 구조하중으로 작용한다는 사실을 알 수 있었다. 이렇게 현재의 해석은 일정고도에서 저속으로 비행하는 시험결과를 사용한 제한적인 해석으로 고도차로 발생하는 공기밀도의 변화와 높은 마하수의 비행으로 발생할 수 있는 다양한 공력효과들이 제대로 반영되는지는 평가하지 못하였다. 따라서 추후 다양한 기동조건에 대한 비행시험결과를 확보하여 밀도변화 및 공력효과에 대한 평가가 이루어져야 할 것이다.

현재 천이구조하중계산 시스템은 엑셀로 작성하여 비행데이터 입력 시 모든 결과가 하나의 화면에 출력

되도록 구성되어 있다. 따라서 본 연구에서 중점으로 다루었던 구조설계하중계산뿐만 아니라 외부장착물의 무게, 형상, 항공기에 작용하는 고도, 속도, 가속도 및 서스펜션 장비의 다양한 설계변수들이 구조하중에 어떠한 영향을 주는지 직관적으로 도출할 수 있어 서스펜션 장비의 장착 위치 및 기동조건을 최적화하는데 도움이 될 것으로 판단된다.

추가적으로 공력 및 관성력에 기인한 정적, 동적 공탄성(Aeroelastic)효과로 날개가 변형할 시 바뀌게 되는 외부장착물의 위상 변화와 항공기의 받음각 및 옆미끄럼각의 변화로 발생할 수 있는 항공기 날개 아래의 박리유동(Separation Flow)등을 고려하여 시스템을 보완하게 되면 더욱 정밀한 해석이 가능할 것으로 판단된다.

참고 문헌

- [1] "Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface (Carriage Phase)," MIL-STD-8591, 2012.
- [2] "F-16C/D Miscellaneous Equipment Stress Analysis: 'Section 10: Development of Bomb Rack Load Equation,'" General Dynamics Fort Worth Division, Report No. 16PR2884, 1990.
- [3] Tim C. Schoppert, "Dynamic Model of the Interface Reactions in an Aircraft Bomb Rack due to an External Store(Doctor dissertation)," West Virginia University, USA, 2002.

저자 소개



차진현

2010년 경상대 금속재료공학과 졸업.
2012년 부산대 항공우주공학과 대학원 석사.
2013년~현재 국방과학연구소 연구원.
관심분야는 구조.



정상준

1990년 인하대 항공공학과 졸업.
2000년 KAIST 항공우주공학과 대학원 석사.
1990년~현재 국방과학연구소 책임연구원.
관심분야는 구조동역학.



최관호

1986년 연세대 토목공학과 졸업.
1989년 North Carolina State Univ. 기계공학과 대학원 석사.
1992년 동 대학원 박사.
1992년~현재 국방과학연구소 팀장/책임연구원. 관심분야는 구조.