

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(8), 657-664(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.8.657>

## MSC/NASTRAN을 활용한 고세장비 유연날개 항공기의 비행하중 해석

장세용\*, 김상용\*, 김영엽\*\*, 조창민\*

Flight Loads Analysis of Aircraft with High Aspect Ratio  
Flexible Wing by Using MSC/NASTRAN

Seyong Jang\*, Sangyong Kim\*, Youngyup Kim\*\* and Changmin Cho\*

Agency for Defense Development\*, Korean Air\*\*

## ABSTRACT

The flight loads analysis was carried out on the aircraft with high aspect ratio flexible wings by using commercial software MSC/NASTRAN. The aerodynamic model for flight loads analysis was corrected, compared with results of the wind tunnel test. And in-house program was developed for pre and post works. In-house program enabling management of much data automatically consists of three modules: 'Construction of the mass distributed model', 'Selection of critical load cases', 'Generation of external loads for structural design'. By utilizing these techniques and programs, the procedure of flight loads analysis was established for effective development of an aircraft.

## 초 록

상용 프로그램 MSC/NASTRAN의 FlightLoad를 사용하여 고세장비 유연날개 항공기의 하중해석을 수행하였다. 풍동시험 결과를 이용하여 공력모델을 보정하고, 항공기의 모든 기동조건을 묘사하기 위한 트림조건을 정립하였다. 또한 항공기 중량 모델링, 설계 임계 조건 판단 및 해석용 하중카드 생성 등 모든 업무를 자동으로 생성할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 이러한 기법과 프로그램을 이용하여 효율적인 항공기 개발을 위한 비행하중 해석 절차를 수립하였다.

**Key Words** : Flight Load(비행하중), Static Aeroelasticity(정적 공탄성), Trim Analysis(균형 해석), MSC/NASTRAN(FlightLoad)

## 1. 서 론

항공기 개발에서 하중해석 분야는 항공기 구조의 설계/해석/시험의 기초가 되는 분야로 개발 초기에 정확하고 신속하게 해석 결과를 획득해야만 설계/해석 등의 업무를 원활히 진행할 수 있다. 또한 항공기 개발에는 중량을 포함한

형상변경이 빈번히 발생하며, 이러한 경우 반복적으로 하중해석이 필요하고 하중모델 수정 및 결과 분석에 많은 시간이 소요될 경우 전체 개발 일정에 영향을 줄 수 있기 때문에 다양한 변화에 대처하고 하중모델 제작/수정 및 결과를 신속히 처리할 수 있는 기법 및 절차 개발이 요구된다. 이런 필요성에 맞추어 비행하중의 신뢰성 및 업

† Received: April 1, 2013 Accepted: July 3, 2013

\* Corresponding author, E-mail : seyong@add.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

무의 일관성을 높이기 위한 다양한 해석방법 및 분석기법 등이 지속적으로 개발되고 있다.

선진 항공 제작사에서는 자체 개발한 프로그램을 이용하여 하중해석을 수행하며 국내 항공 제작사의 경우 선진 항공 제작사의 개발 프로그램을 이전받아 항공기 개발에 활용하고 있으며, ARGON, NLDS가 국내에서 적용된 대표적인 하중해석 프로그램이다<sup>4)~7)</sup>. 이와 같은 개발 프로그램들은 항공기 개발을 통해서 신뢰성이 검증되었지만 새로운 항공기 개발마다 프로그램을 형상에 맞게 수정/보완이 요구되는 어려움이 있다. 따라서 최근에 NASTRAN<sup>1)</sup>, ZAERO<sup>2)</sup> 등의 상용프로그램을 이용하여 항공기 하중해석을 수행하는 방법이 도입되고 있으며, 선진 항공 제작사에서는 자체개발 프로그램의 한계성을 보완하고자 상용프로그램과 연동한 하중해석 절차를 개발하고 있다. 국내에서도 이은석 외 2명<sup>8)</sup>이 ZAERO를 이용하여 전투기급 항공기 하중해석 연구를 수행하였지만, 실제 항공기 개발에 상용 프로그램을 적용한 사례는 찾아보기 힘들다.

본 논문에서는 고세장비 유연날개 하중해석을 위하여 항공기 개발에서 많이 이용되는 해석도구인 MSC/NASTRAN을 활용한 방법을 모색하였다. MSC/NASTRAN 이용한 하중해석 절차가 수립되면 동일 유한요소모델을 이용하여 하중해

석, 정적강도해석, 공탄성 해석 등 다분야 해석 및 연계 해석 수행이 가능해지며 각 해석분야에서 산출되는 공학적 데이터들을 해석 도구 안에서 손쉽게 공유할 수 있는 이점이 있다. 또한 강성모델을 기반으로 MSC/NASTRAN의 정적공탄성 해석모듈을 적용하여 날개 변형에 따른 유연 날개 비행 하중 산출이 가능해진다. 본 연구에서는 효율적인 하중해석 절차를 위하여 전처리 프로그램을 자체개발하고 MSC/NASTRAN과 연동하여 다양한 환경 및 비행조건에 대한 하중 해석을 수행하였다. 이와 같이 상용프로그램 및 개발된 전처리 프로그램을 이용하여 고세장비 유연 날개 항공기의 하중해석 방법 및 분석 기법, 절차를 수립하고 실제 항공기 개발에 적용하였다.

## II. 본 론

### 2.1 하중해석 절차

하중해석은 항공기 전기체 유한요소모델에 중량 및 공력모델을 결합하여 모든 기동조건을 분석하고 구조 사이징을 위하여 선별된 주요 기동조건에 대하여 하중카드를 생성하여 배포한다. Fig. 1은 자체 개발한 전/후처리 프로그램을 이용한 하중해석 절차이다. 전/후처리 프로그램은

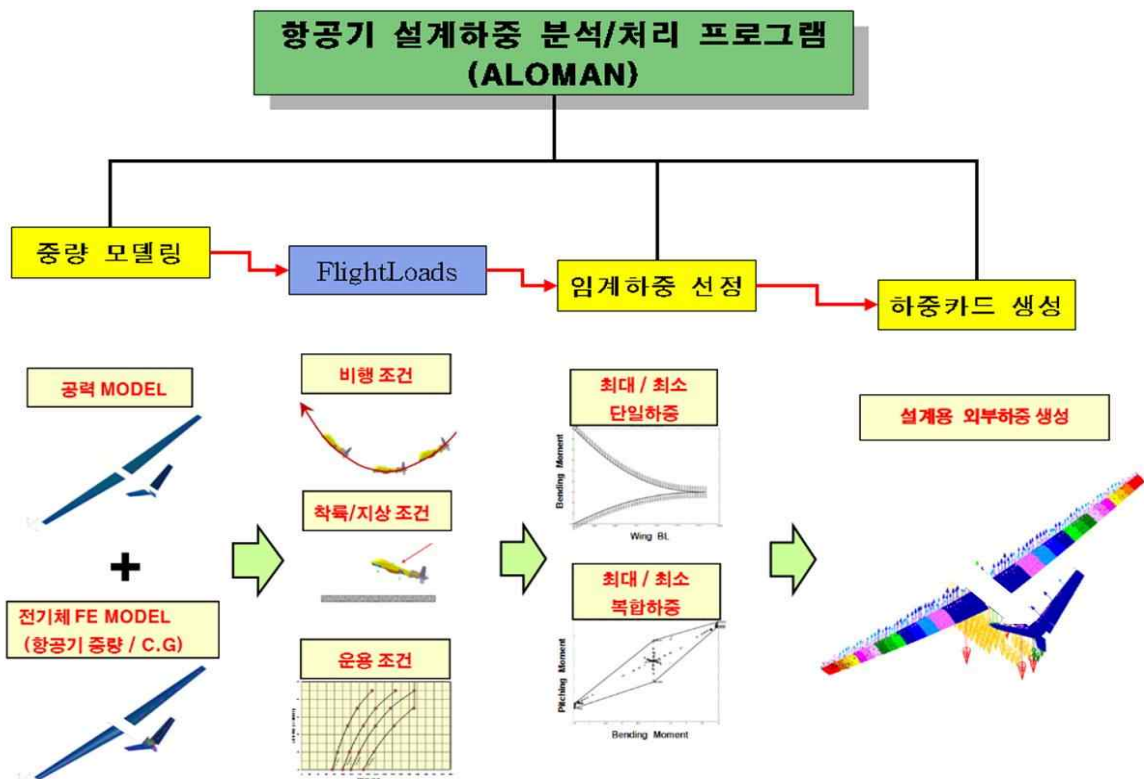


Fig. 1. Procedure of Aircraft Loads Analysis



Fig. 2. Aero Model for Loads Analysis

중량모델링, 임계 하중조건 선정, 하중카드 생성 등 3가지 모듈로 구성되며, 기동조건에 대한 해석은 MSC/NASTRAN(FlightLoad)을 사용하였다.

### 2.2 공력모델

Figure 2는 하중해석을 위한 공력모델을 나타낸 그림이다. 동체 부위는 Body로 모델링하였으며, 그 외의 날개, 미익 등은 Panel로 모델링하였다.

### 2.3 전/후처리 프로그램(ALOMAN)

MSC/NASTRAN을 이용한 효과적인 항공기 하중해석 절차를 수립하기 위하여 전/후처리 프로그램 ALOMAN을 개발하였다. 전처리 프로그램은 질량이 없는 강성 유한요소모델에 공학적으로 중량을 분포하여 강성-중량 모델을 작성하며 후처리 프로그램은 수천가지의 하중해석 조건 중에서 구성품별로 임계 하중을 선정하며 정적 해석을 바로 연계할 수 있도록 유한요소모델 기반 설계 하중 카드 및 설계 하중 선도를 생성한다.

#### 2.3.1 중량 모델 작성

중량모델은 항공기 구조중량 및 시스템 중량 데이터를 이용하여 실제 항공기의 중량특성을 만족하도록 하중해석용 전기체 유한요소모델의 절점에 집중질량으로 분산된 모델이며, ALOMAN의 전처리 프로그램을 이용하여 작성된다. 중량 모델은 비행하중 생성 시 공력하중과 평형(balanced)되는 관성하중을 생성하는 모델로 엔진과 같이 중량이 큰 시스템 등은 집중질량(point mass)으로 적용하나 그 외의 집중 중량효과가 작은 시스템이나 구조물 등은 분포질량(distribution mass)로 모델링 한다. 중량분포는 절점의 중량을 식(1)과 같이 선형함수로 가정하여 식(2)와 식(3)의 총중량과 무게중심이 만족하도록 분포시킨다.

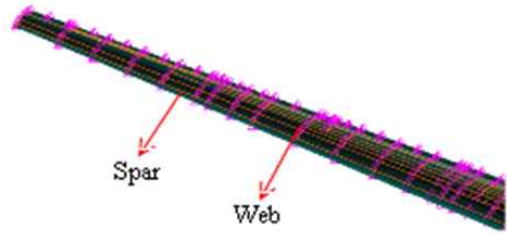


Fig. 3. Distributed Mass Model

$$w_i = ax_i + by_i + cz_i + d \tag{1}$$

$$\sum w_i = W_t \tag{2}$$

$$\frac{\sum w_i x_i}{W_t} = X_{CG}, \frac{\sum w_i y_i}{W_t} = Y_{CG}, \frac{\sum w_i z_i}{W_t} = Z_{CG} \tag{3}$$

위의 식을 행렬식으로 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \sum x_i & \sum y_i & \sum z_i & n \\ \sum x_i^2 & \sum x_i y_i & \sum x_i z_i & \sum x_i \\ \sum x_i y_i & \sum y_i^2 & \sum y_i z_i & \sum y_i \\ \sum x_i z_i & \sum y_i z_i & \sum z_i^2 & \sum z_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_t \\ X_{CG} \times W_t \\ Y_{CG} \times W_t \\ Z_{CG} \times W_t \end{bmatrix} \tag{4}$$

행렬식 (4)에서 계수 a,b,c,d를 구하고 식(1)에 대입하면 절점(grid point)에서 중량을 구할 수 있다. Fig. 3은 전처리 프로그램을 이용하여 분포된 강성-중량 날개 모델을 보여준다. 보라색의 절점들이 중량이 분포된 절점들이다.

#### 2.3.2 임계하중조건 선정 / 설계하중카드 및 설계하중선도 생성

ALOMAN의 후처리 프로그램은 크게 임계하중조건 선정 모듈과 설계하중카드 생성 모듈로 구성되어 있다. 임계하중조건 선정 모듈은 수많은 하중해석 조건 중에서 하중분석 및 임계 하중조건 선정 기법을 적용하여 주익, 미익, 동체 구성품별로 영향성이 큰 하중들을 자동적으로 선정한다. 본 논문의 장기 체공 무인기의 경우 약 4000여 조건에 대하여 하중해석을 수행하였으며 임계하중조건 선정 모듈을 이용하여 구조사이징을 위한 설계조건으로 총 219 조건을 선정하였다. Fig. 4는 임계하중조건 선정 모듈의 결과 파일을 보여주고 있으며 정의된 하중이 구성품의 임계하중이면 A라는 문자로 표기되어 출력된다.

선정된 임계하중조건들은 정적 사이징 해석에 바로 적용 가능하도록 유한요소모델 기반의 설계하중카드로 생성되며 이는 ALOMAN의 후처리 프로그램의 설계하중카드 생성 모듈을 통해서 수행된다. Fig. 5는 생성된 하중카드를 보여주며 MSC/NASTRAN의 정적강도해석에 바로 읽어들

The Final Load Case for MUAV Design					
Description	R--Wing--L	R--Tail--L	V_F	F--Fuse--A	
NOM_MTOW_00000_150_P10ETLFM	-	-	A	A	A
NOM_MTOW_45000_107_P10EPFFR	-	-	-	A	-
NOM_MTOW_00000_150_N11EPFSL	-	-	-	A	-
NOM_MTOW_35000_150_N11EPHHA	-	-	A	A	-
NOM_MTOW_00000_107_N10EPFFA	-	-	-	A	-
NOM_MTOW_00000_107_N10EPFFR	-	-	-	-	A
NOM_MTOW_45000_107_N10EPFFA	-	-	-	A	-
NOM_MTOW_35000_150_P10ARPPR	A	-	-	-	-
NOM_MTOW_45000_120_P10ARPPR	A	-	-	-	-
NOM_MTOW_45000_120_P10ARPPA	A	-	-	-	-
NOM_MTOW_45000_120_P10ARPPF	A	-	-	-	-
NOM_MTOW_45000_120_P10ARPPH	-	A	-	-	-
NOM_MTOW_45000_120_P14RPPFA	A	-	-	-	-
NOM_MTOW_45000_120_P14RPPFH	-	A	-	-	-
NOM_MTOW_45000_120_P14RPPFR	A	-	-	-	-
NOM_MTOW_35000_150_P10RPPFA	-	-	-	A	A

Fig. 4. Selection of Critical Load Cases

```

$ Load Case :NOM_MTOW_00000_150_P10ETLFM
$ -----
LOAD 100010 1.00 1.00 100011 1.00 100012
FORCE_100011,1001,0,1.000000,0.000000,0.004046,-168.928500
FORCE_100011,1002,0,1.000000,0.000000,-0.000987,-72.279710
MOMENT_100012,1002,0,1.000000,0.000000,4896.351000,-0.066835
FORCE_100011,1003,0,1.000000,0.000000,-0.000924,-67.683130
MOMENT_100012,1003,0,1.000000,0.000000,-4686.507000,0.063970
FORCE_100011,1004,0,1.000000,0.000000,-0.003498,-99.748950
    
```

Fig. 5. Creation of Design Load Card for Static Structural Analysis

여 해석이 가능한 문서 형식으로 유한요소모델 절점에 대한 하중으로 출력된다. 또한 설계하중 카드 생성 모듈은 Fig. 12 ~Fig. 17과 같은 설계 하중에 대한 선도를 출력한다. 이와 같이 모든 조건에 대한 하중해석 결과를 분석하고 임계하중 선정, 설계 하중카드 생성 등 하중해석 분야의 업무를 단기간에 완료할 수 있는 전용 프로그램 (ALOMAN)을 개발하여 적용하였다.

## 2.4 이론적 배경

### 2.4.1 공기력 보정

정적 공탄성(static aeroelasticity) 해석을 수행하기 전에 공력모델에 대한 신뢰성을 확보하기 위하여 공력모델을 보정할 필요가 있다. 공력모델 격자에 작용하는 공력은 식 (5)와 같이 공력행렬  $[A_{ij}]$ 과 격자의 변위(downwash)  $\{w_j\}$  및 동압(flight dynamic pressure)  $\bar{q}$ 로 표현되며, 다운워시는 식(6)와 같다.

$$\{f_j\} = \bar{q} [A_{ij}]^{-1} \{w_j\} \tag{5}$$

$$\{w_j\} = [D_{jk}]\{u_k\} + \{w_j^g\} \tag{6}$$

해석에 사용하는 공력모델을 보정하기 위하여 날개의 불임각(Incidence Angle), 비틀림(Twist), 캠버(Camber)등의 형상을 반영할 수 있는 식(6)의  $\{w_j^g\}$ 을 DMI 카드를 이용하여 정의하였

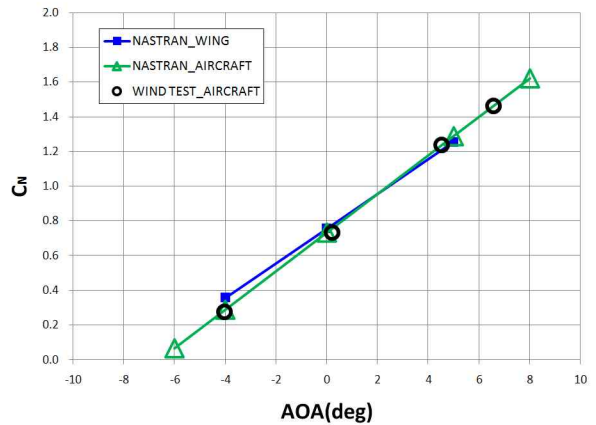


Fig. 6. Comparison of Aero Force Coefficients in Aero Model and Tunnel Test

다. Fig. 6은 하중해석에 필요한 대표적인 공력계수( $C_N$ , Normal Force Coefficient)를 풍동시험 결과와 비교한 그림이다. 날개만 고려한 공력모델의 경우 풍동시험 결과와 차이가 있으나 동체까지 고려한 전기체 공력모델의 경우 시험결과와 일치하였다.

고세장비 유연날개 장기체공 무인기의 경우 장기체공을 임무를 위하여 날개의 상반각과 큰 캠버를 갖는 날개 형상을 적용하기 때문에 이러한 형상 특성을 고려하지 않을 경우 트림해석에서 얻은 항공기 자세(받음각, 조종면 각도 등)에 대한 신뢰성이 떨어지기 때문에 하중해석 결과가 실제 항공기에 작용하는 하중분포를 정의할 수 없다.

### 2.4.2 정적 공탄성(Static Aeroelasticity)

정적 공탄성 해석은 항공기 상세해석을 위하여 항공기에 분포되는 기동하중을 생성하는 것이다. 기동하중(maneuver load)은 공력하중(aerodynamic load)과 관성하중(inertia load)의 차이로 나타난다. 즉 식(7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$[K]\{x\} = \{F_a\} - \{F_i\} \tag{7}$$

여기서,  $[K]$ 는 구조 강성행렬이며,  $\{x\}$ 는 구조변위,  $\{F_a\}$ 는 공력하중,  $\{F_i\}$ 는 관성하중을 나타낸다.

공력하중은 구조변위를 고려하여 강체로 가정된 항공기 강체하중(rigid aerodynamic forces)과 구조 변위에 의해 추가로 발생하는 유연하중(incremental flexible forces)으로 분류할 수 있다.

$$\{F_a\} = \{F_R\} + \{F_f\} \tag{8}$$

강체하중은 식(9)의 트림변수(trim variable)  $\{a\}$ 로 나타낼 수 있으며, 유연하중은 식(10)의

공기력행렬과 구조변위로 나타낸다. 그리고 관성 하중은 식(11)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\{F_R\} = F_R(\alpha, \beta, p, q, r, \delta_i \dots) = \left[ \frac{\partial f}{\partial \delta} \right] \{\delta\} = [f_\delta] \{a\} \quad (9)$$

$$\{F_f\} = \bar{q} [AIC] \{x\} \quad (10)$$

$$\{F_f\} = [M] \{\ddot{x}\} \quad (11)$$

즉, 식(7)로부터 정적 공탄성 또는 트림해석(trim analysis)에 대한 기본방정식은 식(12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$[K - \bar{q} AIC] \{x\} + [M] \{\ddot{x}\} = [f_\delta] \{\delta\} \quad (12)$$

고세장비 유연날개 항공기의 경우 유연하중이 항공기 설계에 영향을 주기 때문에 이에 대한 분석이 필요하다. Fig. 7은 고세장비 유연날개의 정적 공력탄성학적 하중해석 결과를 시각적으로 도시하고 있으며, Fig. 8은 유연날개의 강체날개와 유연날개의 공력 분포를 나타낸 그림이다. 본 항공기의 유연날개의 경우 공력에 의한 날개변형으로 날개 바깥쪽의 받음각(AOA: Angle of Attack)이 증가하면서 최대 기동조건에서 날개 바깥쪽에 작용하는 굽힘 하중과 비틀림 하중이 강체날개를 고려할 경우보다 약 10% 증가하였고 날개의 하중 분포도 달라졌다. 무인기의 경우 장

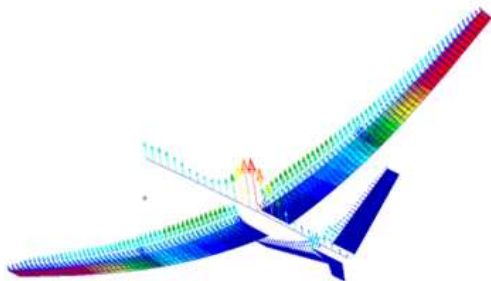


Fig. 7. Loads Analysis Considering Static Aeroelasticity

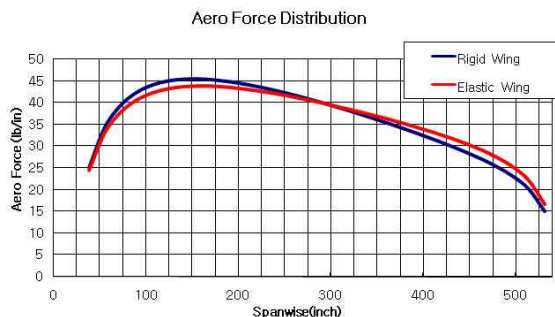


Fig. 8. Aero Force Distribution of Flexible Wing

기간 비행시간의 확보를 위해서 항공기 중량 절감이 큰 과제이며 중량절감을 위해서 설계 하중에 대한 구조 설계 여유도(Margin)를 0.0으로 설정한다. 따라서 유연하중으로 인한 10%의 하중 분포력 차이가 강제 하중해석 기준으로 설계된 날개에 부분적으로 구조 강도보다 큰 하중을 야기할 수 있기 때문에 고세장비 유연날개 항공기의 하중해석에서 유연하중은 필수적으로 고려되어야 한다.

## 2.5 비행하중 해석

### 2.5.1 균형해석(Trim Analysis)

비행하중을 생성하기 위해서는 먼저 각각의 항공기 기동에 대한 균형해석이 이루어져야 한다. 균형해석은 항공기 강제운동에 대한 자유도와 트림변수 간의 관계로부터 트림방정식의 해를 구할 수 있는데 NASTRAN의 경우 “TRIM” 카드를 사용하여 free( $x_{2f}$ )/unknown( $\delta_u$ ) 변수와 known( $x_{2k}$ )/set( $\delta_s$ )의 변수를 정의한다. Table 1은 NASTRAN에서 정적 공탄성 해석에 사용하는 자유도와 트림변수를 나타내었다. 자유도와 트림변수는 “AESTAT” 카드로 정의하며, 에일러론(aileron), 엘리베이터(elevator), 러더(rudder) 등의 조종면은 “AESURF” 카드를 이용하여 각각을 정의할 수 있다.

장기제공 무인항공기의 하중해석을 위한 균형해석은 항공기 무게중심을 중심으로 강제운동을 하기 때문에 이 지점을 “SUPPORT” 카드를 이용하여 X 방향 자유도를 제외한 나머지 자유도에 대하여 정의하고 균형해석에서 이에 해당하는 “URDD1”은 제외하였다. Table 2는 항공기 대칭기동 조건에 대하여 TRIM 조건을 정의한 결과이다.

Table 1. TRIM Variables(NASTRAN)

구분	LABEL	의미	비고
$X_2$	URDD1	$\ddot{x} / g$	X-ACC
	URDD2	$\ddot{y} / g$	Y-ACC
	URDD3	$\ddot{z} / g$	Z-ACC
	URDD4	$\dot{p} / g$	Roll ACC
	URDD5	$\dot{q} / g$	Pitch ACC
	URDD6	$\dot{r} / g$	Yaw ACC
$\delta$	ALPHA	$\alpha$	AOA
	BETA	$\beta$	AOS
	ROLL	$pb / 2V$	Roll Rate
	PITCH	$qc / 2V$	Pitch Rate
	YAW	$rb / 2V$	Yaw Rate
	$\delta_{aileron}$	radian	조종면 변위
	$\delta_{elevator}$	radian	조종면 변위
$\delta_{rudder}$	radian	조종면 변위	

Table 2. Trim Variables for Symmetric Maneuver

Variables	Cruse	Loop	Abrupt Pitching	
			ACC	RATE
URDD2	0	0	0	0
URDD3	-1	-2.4	-1	-1
URDD4	0	0	0	0
URDD5	0	0	FREE	0
URDD6	0	0	0	0
ANGLEA	FREE	FREE	FREE	FREE
SIDE	FREE	FREE	FREE	FREE
ROLL	FREE	FREE	FREE	FREE
PITCH	0	2.27e-3	0	FREE
YAW	FREE	FREE	FREE	FREE
$\delta_{aileron}$	0	0	0	0
$\delta_{elevator}$	FREE	FREE	-5.23e-2	-5.23e-2
$\delta_{rudder}$	0	0	0	0

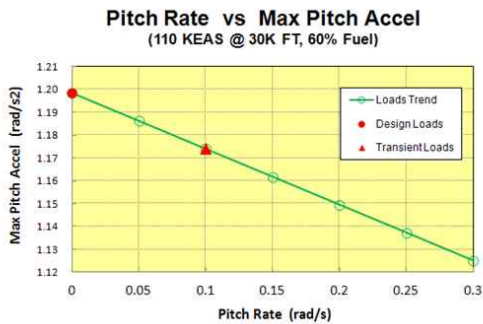


Fig. 9. Relation of Pitch Acceleration and Pitch Rate

NASTRAN의 경우 하중해석 기동조건인 Abrupt 기동 등은 시간영역에서 해석할 수 없기 때문에 항공기 비행하중에 영향을 줄 수 있는 구간 정의 및 하중해석에 영향을 주는 트림변수를 이용하여 항공기가 평형상태를 이루는 트림조건 및 하중해석을 수행한다. Abrupt 기동시 항공기 하중에 영향을 주는 트림변수는 관성하중에 영향이 있는 각속도와 공력하중에 영향이 있는 각속도 성분이다. Fig. 9는 피치 기동시 발생하는 각속도와 각속도의 관계를 나타낸 그림이다. 항공기 시뮬레이션에서는 각속도가 0.1(rad/s)일 때 발생하지만 하중해석은 각속도를 0.0(rad/s)로 가정하여 수행하였다.

Figure 10과 11은 날개와 미익에 작용하는 하중변화를 나타낸 그림이다. 각속도를 0.0(rad/s)로 가정할 때 하중이 가장 크며 시뮬레이션을 통한 하중해석 결과에 비해 보수적인 경향을 나타내고 있음을 확인하였다. 마찬가지로 요잉기동이나 롤기동에서도 동일한 특성이 있으며 실제로 하중해석 결과는 약 1%~9% 정도 보수적인 경향을 나타내었으며 초기 하중해석에서 항공기 시

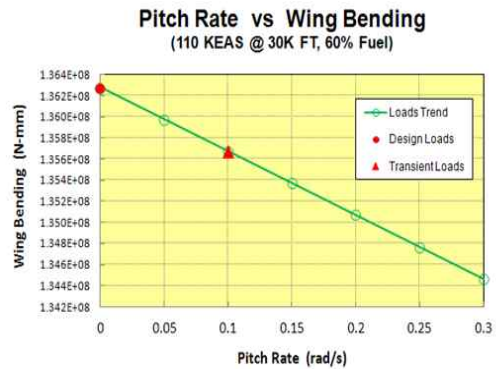


Fig. 10. Wing Load Variation According to Pitch Rate

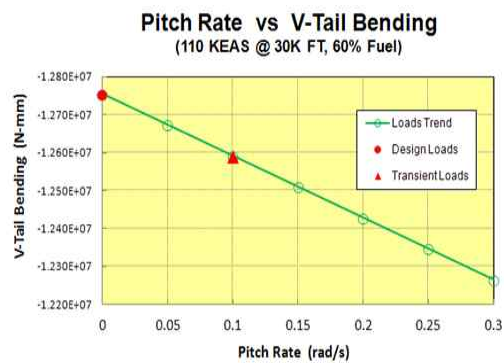


Fig. 11. Tail Load Variation According to Pitch Rate

뮬레이션을 수행하지 않기 때문에 보다 신속하게 항공기 개발에 필요한 설계하중을 산출할 수 있으며, 해석 수행이 용이하기 때문에 반복되는 설계 및 사이징 절차에 적절히 대응할 수 있다.

일반적인 Abrupt Pitching 기동과 같이 조종면을 급하게 조작하는 경우 기동의 시작(Initiation) 및 안정된 순간(Steady State)과 조종면이 초기조건으로 조작하는 순간(Check)이 항공기 하중해석에 영향이 있기 때문에 이 순간을 고려하여 하중해석을 수행하였다. 즉, Table 2의 Abrupt Pitching 기동에 대한 Trim 정의는 기동이 시작되는 순간(Initiation)을 두 가지 조건으로 표현한 결과이다. 이와 같은 방법으로 항공기의 모든 기동조건에 대한 트림 및 하중해석이 가능하다.

### 2.5.2 결과 및 분석

이상의 해석기법 및 방법을 이용하여 모든 항공기 기동에 대하여 트림 및 하중해석을 수행하였다. 트림해석은 트림변수에 대한 선택이 매우 중요하다. 올바르지 않은 트림변수를 선택할 경우 예상하지 못한 결과를 얻을 수 있기 때문에 선택된 트림변수에 대한 고찰이 필요하다. 즉, FREE(Unknown) 트림값이 실제 기동에서 얻을

수 있는 결과를 나타내고 있는지 확인이 필요하다. 예상하지 못한 결과를 얻을 경우 FREE로 선택한 트림변수를 타당한 결과를 얻는 변수로 변경하여야 한다. 또한 하중해석 결과는 공력하중의 분포 및 관성하중과 평형 상태를 유지하고 있는지를 확인하면 비행하중에 대한 타당성을 입증할 수 있다.

Figure 12~14는 날개의 단일하중(Shear Force, Bending Moment, Pitching Moment) 선도이다. 스펠방향으로 50등분하여 각 지점에서 모든 조건에 대한 하중값을 비교하여 MAX/MIN 하중에 대하여 설계하중 조건을 선정하였다. 복합하중은 날개의 스펠방향으로 50등분된 각 지점에서 분석을 수행하였다. Fig. 15~17은 날개 BL3041.42 지점에서 복합하중 선도를 나타낸 그림이다. 날개의 모든 지점에서 분석한 복합하중 선도에서 가장 외각의 하중조건을 설계하중으로 선정하였다. 하중해석 결과 분석 및 설계하중 선정은 자체 개발한 프로그램(ALOMAN)을 이용하여 수행하였다. ALOMAN은 NASTRAN을 이용한 하중해석에서 얻은 \*.f06 결과 파일을 분석하여 설계 임계조건에 대한 기동조건을 선별하고 각각의 설계조건에 대하여 상세해석용 하중카드를 자동으로 생성한다.

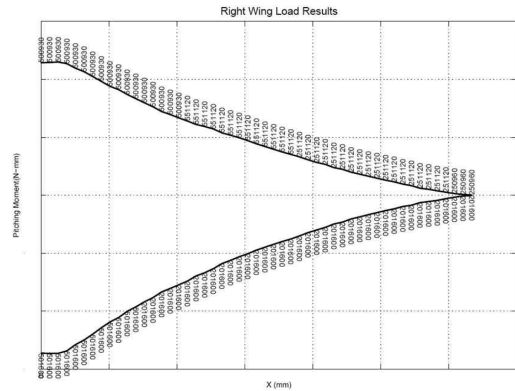


Fig. 14. Wing Torque Diagram(T)

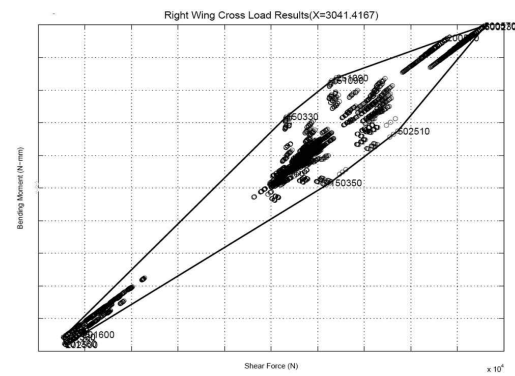


Fig. 15. Shear-Bending Moment Diagram(V-M)

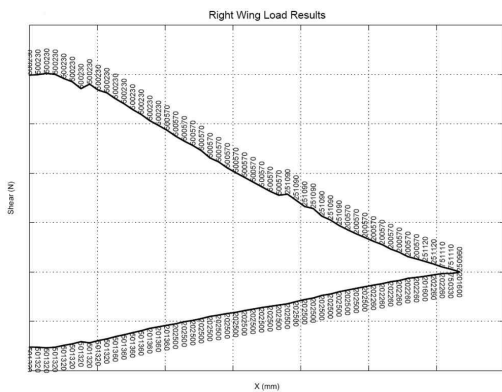


Fig. 12. Wing Shear Diagram(V)

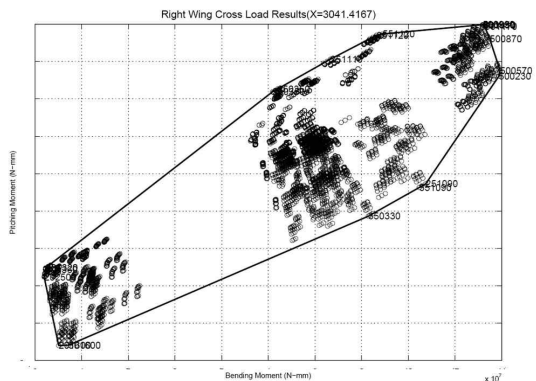


Fig. 16. Bending Moment-Torque Diagram(M-T)

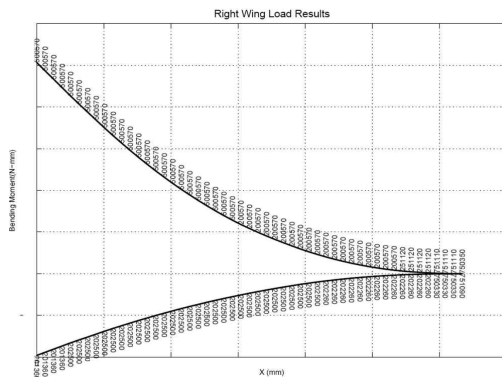


Fig. 13. Wing Bending Moment Diagram(M)

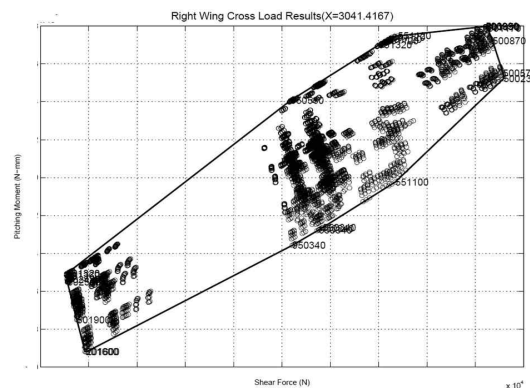


Fig. 17. Shear-Torque Diagram(V-T)

개발 항공기의 하중해석은 항공기 중량에 따른 형상과 속도/고도 등 운용영역을 고려하여 총 4,299 기동조건에 대하여 수행하였다. 설계하중은 항공기 날개/동체/미익 등의 구성품에 각각 작용하는 단일하중(Shear, Bending moment, Torque)과 복합하중(Shear-Bending moment, Bending moment-Torque, Shear-Torque)을 분석할 수 있는 프로그램을 개발하여 구조사이징을 위한 조건으로 총 219 가지의 설계하중을 선정하였다.

### III. 결 론

MSC/NASTRAN의 FlightLoad를 이용하여 고세장비 유연날개 무인항공기 개발 사업의 하중해석 분야에 적용하였다. 풍동시험 결과를 이용하여 하중해석용 공력모델을 보정하고, 항공기의 모든 기동조건을 묘사하기 위한 트림조건을 정립하여 하중해석을 완료하였다. 또한 항공기 중량 모델링, 설계 임계조건 판단 및 해석용 하중카드 생성 등 모든 업무를 자동으로 생성할 수 있는 하중해석 전/후처리 프로그램을 개발하였다.

개발된 하중해석 기법과 전/후처리 프로그램을 이용하여 항공기 하중해석을 단기간에 완료하고 빈번한 항공기 형상 변화에도 대처할 수 있는 항공기 하중해석 절차를 개발하였다. 또한, 항공기 구조개발을 위한 유한요소모델을 단일화하여 상세해석, 공탄성해석 등의 모든 구조개발 업무에 사용하여 업무 효율을 극대화할 수 있었다.

### References

- 1) "Aeorelastic Analysis User's Guide", MSC.Nastran Manual
- 2) "Theoretical Manual", ZAERO Manual
- 3) "Aircraft Design Load Management Program(ALOMAN)", S/W : C-2012-018384, 2012.9
- 4) Jeong Woo Shin, Sung Chan Kim and In Hee Hwang. 2005. "Loads Analysis of Smart UAV using ARGON.", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, 33(7), PP. 76-84.
- 5) J.B. Song, S.H. Kim. 1997. "Flight Loads Analysis of Mid-size Commercial Aircraft Wing." The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 1997 Autumn Conference , PP. 15-18.
- 6) Jeong Woo Shin, Sung Chan Kim and In Hee Hwang. 2004. "Loads Analysis of Aircraft Design using ARGON." The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2004 Spring Conference, PP. 418-421.
- 7) Jeong Woo Shin, Jin Won Kim, and In Hee Hwang. 2005. "Flight Loads Anlysis for 4-Seater Canard Airplane." The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2005 Spring Conference, PP. 471-474.
- 8) Eun Seok Lee, 2012. "FA-50 Flight Load Analysis by ZONAIR FA-50 ", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 1997 Autumn Conference, PP. 153-156, 2012.