

技術論文

ARGON을 이용한 스마트 무인기 비행하중해석

신정우*, 김성찬*, 황인희*

Loads Analysis of Smart UAV Using ARGON

Jeong Woo Shin*, Sung Chan Kim* and In Hee Hwang*

ABSTRACT

For flight loads analysis of Smart UAV, applicable regulations and loads conditions should be prepared in advance, and modeling for aerodynamics, weight, and structure should be performed. Panel method is usually adopted for aircraft loads analysis to obtain aerodynamic loads. In this study, ARGON which is a multidisciplinary fixed wing aircraft design software co-developed by KARI and TsAGI was used for loads analysis. ARGON can be utilized for flutter and stress analysis as well as for flight and ground loads analysis. In this paper, flight loads analysis of Smart UAV which is a FAR 23 category airplane was performed with ARGON and the results were presented.

초 록

스마트 무인기 비행하중해석을 위해서는 규정과 하중조건을 준비하고, 공기력, 중량 및 구조 모델링을 수행해야 한다. 항공기 비행하중 해석시 공기력은 일반적으로 패널방법을 이용하여 산출하게 된다. 본 연구에서는 하중해석을 위해 In-house 프로그램인 ARGON을 사용하였다. ARGON은 KARI와 TsAGI가 공동 개발한 고정익 항공기 설계 프로그램으로서 비행하중, 지상하중, 플러터 및 응력해석을 지원한다. 본 논문에서는 FAR 23급 항공기인 스마트 무인기의 비행하중해석을 ARGON을 이용하여 수행하였고 그 결과를 제시하였다.

Key Words : Loads Analysis(하중해석), FAR(미감항규정) Panel Method(패널 방법), ARGON, Flight Loads(비행하중), Smart UAV(스마트 무인기)

1. 서 론

항공기 설계 개발에서 하중해석의 목적 및 방법은 크게 3가지로 구분할 수 있다. 개념 설계 단계에서는 구조물의 크기 결정과 설계를 목적으로 하중이 필요하며, 비교적 단순한 하중 조건만을 고려한다. 이론적인 공기 역학적 데이터와 예비 질량 분포를 활용한다. 기본 설계 단계에서

하중은 설계된 구조물이 종합적으로 안전한가를 입증하는데 활용된다. 따라서 적용할 항공 기준에 적합한 완전한 형태로 제공되어야 한다. 마지막 단계로는 인증을 획득하기 위해 하중을 산출하며, 보고서 형태로 인증 당국에 제출하여야 한다. 구조 동역학적 해석을 수행하여 돌풍 동하중, 착륙 동하중 및 지상 활주 하중 등을 구해야 한다.

스마트 무인기 하중해석의 절차는 Fig. 1과 같다. 하중해석을 위해서는 먼저 규정이 마련되어야 하며, 인증 획득을 위해서는 규정을 정확하게 적용하여 해석을 수행해야 한다. 민간항공규정으로는 미 감항기준(FAR)이 주로 사용되고 있으며, 고정익 항공기에 대한 규정으로는 여객기급 개발

† 2005년 1월 17일 접수 ~ 2005년 3월 17일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원
연락처자, E-mail : jeongdal@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

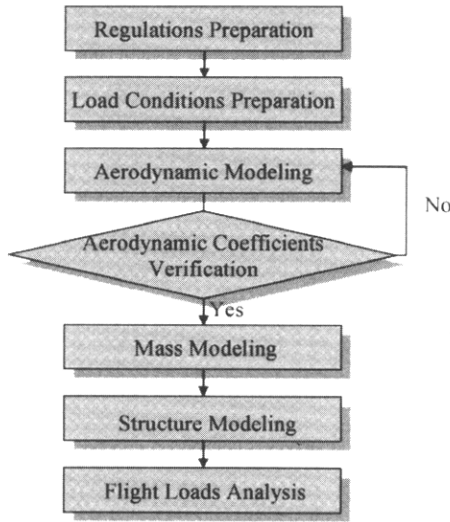


Fig. 1. Loads Analysis Procedure of Smart UAV

에 FAR25, 소형항공기 개발에 FAR23이 있다. 군용기 하중해석기준으로는 미 군사규격(Military Specification)을 널리 사용하고 있다. Jun[1] 등은 미 군사규격을 기준으로 피칭미동 하중해석을 수행하고, KT-1의 수평미의 하중을 산출 한 바 있다.

항공기 하중해석에는 패널 해석 방법(Panel Method)이 주로 사용되고 있다. 상용 프로그램으로는 MSC Nastran이 널리 사용되고 있으며, 대부분의 선진 항공기 개발 회사들은 자체 하중해석 프로그램을 개발하여 사용하고 있다. 한국항공우주연구원에서는 러시아(TsAGI)와 협력하여 개발한 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON[2]을 사용하여 항공기 개발에 필요한 하중해석을 수행하고 있다. ARGON은 러시아에서 수호이와 같은 군용기 개발에 사용하기 위해 개발한 프로그램으로, 민간항공규정을 적용할 수 있도록 한국항공우주연구원과 러시아가 공동으로 개발/수정하여 현재에 이르고 있다. ARGON은 비행하중(Flight Loads) 뿐만 아니라 지상하중(Ground Loads), 플러터(Flutter)해석, 그리고 응력해석(Stress Analysis)까지도 가능한 통합 설계 프로그램이다.

본 논문에서는 ARGON을 이용한 FAR23[3]급 항공기인 스마트 무인기의 기본설계단계의 비행하중해석 과정과 그 결과를 기술하였다.

II. 하중해석모델

스마트 무인기는 틸트로터(Tilt Rotor) 형태의

침단 무인기이다. 틸트로터 항공기는 주의 양끝의 로터(Rotor)를 사용하여 헬기 형태로 수직 이착륙 하며, 순항시에는 로터를 90° 회전하여 추진(Propulsion)으로 사용한다. 또한 주의에는 플랩(Flap)과 에일러론(Aileron)역할을 같이 수행하는 플레퍼론이 장착되어 있다.

여기서는 스마트 무인기의 순항모드(Cruising Mode)에 대한 하중해석 모델을 제시하며, 로터에 의한 영향은 해석에서 제외한다.

2.1 하중해석조건

하중해석을 수행하기 전에 항공기의 중량과 무게 중심의 변화를 고려하여 하중해석을 수행할 중량을 결정하여야 한다. 유상하중(Payload)과 연료(Fuel)의 위치와 유무에 따라 여러 가지 중량조건이 생성된다. 스마트 무인기의 하중해석에 사용한 중량조건은 2가지이며, 중량과 무게중심은 Table 1과 같다.

Table 1. Weight and CG of Smart UAV

	Weight (kg)	C.G (m)			MOI(kg m ²)		
		FS	BL	WL	Ixx	Iyy	Izz
MTOW	945.0	1.678	0.000	1.183	887	634	1397
ZFW	826.6	1.666	0.000	1.171	750	631	1259

중량조건을 선정한 다음, 규정에 따라 각 중량과 고도조건에 따른 V-n 선도를 작성한다. Fig. 2는 스마트 무인기의 최대이륙중량(Maximum Take-off Weight)에 대한 V-n 선도를 나타내고 있다. 양의 제한기동하중배수(Limit Maneuvering Load Factor)는 3.5이며 음의 제한기동하중배수는 -1.5이다. 설계순항속도(Design Cruising Speed)는 400 km/h 이며, 설계급강하속도(Design Dive Speed)는 500 km/h 이다. 수직돌풍속도는 설계

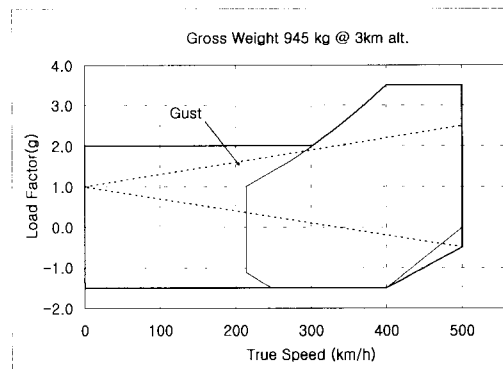


Fig. 2. V-n Diagram of Smart UAV

순항속도와 설계급강하속도 모두에서 ± 50 ft/s를 적용하였다.

미 감항규정(FAR23)에 따르면, 비행하중조건은 크게 대칭기동조건(Symmetric Maneuver)과 비대칭기동조건(Unsymmetric Maneuver)으로 나눌 수 있다.

대칭기동조건은 정상대칭기동(Steady Symmetric Maneuver)조건과 피치기동(Pitching Maneuver)조건 그리고 수직돌풍(Vertical Gust)조건으로 나눌 수 있다. 또한 피치기동조건은 점검기동(Checked Maneuver)조건과 비점검기동(Unchecked Maneuver)조건으로 나눌 수 있다. 여기에 더하여 스마트 무인기의 임무중 하나인 로이터링(Loitering) 조건이 추가된다. 로이터링 조건은 플래퍼론(Flaperon) 각변위를 대칭으로 5° 를 작동시킨 상태에서 저속비행을 하는 하중조건이다.

비대칭기동조건은 롤기동(Rolling Maneuver)조건과 요기동(Yawing Maneuver)조건 그리고 측면돌풍(Side Gust)조건으로 나눌 수 있다.

스마트 무인기는 T-tail 형상이므로 일반적인 항공기 형상과 틀리며, 스마트 무인기에는 FAR 23.427 (c)의 복합하중조건을 반드시 적용하여야 한다.

선정된 각 중량조건에 대해서 수십 가지의 비행하중 조건이 생성되며, 모든 중량조건을 고려하면 수백 가지의 비행하중 조건이 생성된다. 수백 가지의 하중조건을 관리하기 위해서는 하중조건이름(Load Condition Name Convention)을 정확히 정의하여 사용하여야 한다. 스마트 무인기의 하중조건이름은 28개의 문자로 구성하였으며, 항공기 형상(Aircraft Configuration), 기동 종류(Maneuver Type), 수직하중배수, 마하수(Mach Number), 고도(Altitude) 그리고 동압(Dynamic Pressure) 등의 정보를 담고 있다.

2.2 공기력 모델

ARGON은 패널(Panel)해석 방법의 하나인 VLM (Vortex Lattice Method)을 사용한다. 항공기에 작용하는 압력분포는 속도 포텐셜(Velocity Potential) ϕ 에 대한 선형 미분 방정식(식 (1))의 해로부터 구할 수 있다.

$$(1 - M^2)\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0 \quad (1)$$

여기서 M 은 마하수이다. 포텐셜 ϕ 의 해[4]의 수치해석을 위해 항공기를 사다리꼴 형상의 패널로 나누고 각 패널에 일정한 강도의 특이 와류(Vortex Singularity)가 분포하는 것으로 가정한다. 받음각(Angle of Attack)이 주어질 때 무차원

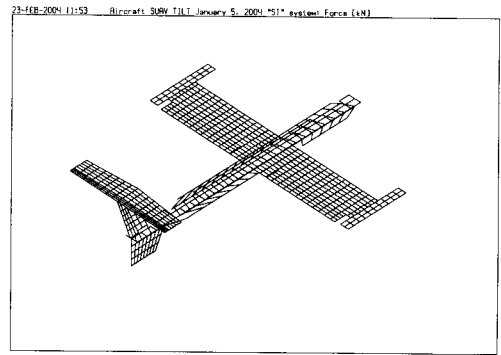


Fig. 3. Aerodynamic Model of Smart UAV

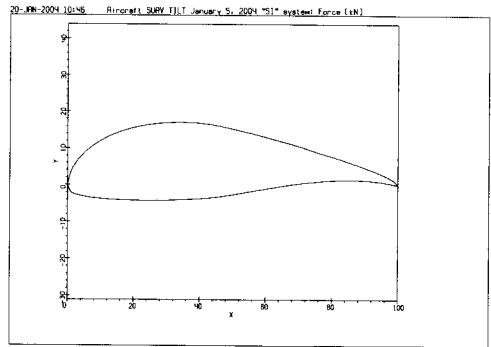


Fig. 4. Wing Airfoil Configuration of Smart UAV

압력 계수(Δp)를 식 (2)로 표현할 수 있다.

$$\{\Delta p\} = [A] \{\alpha\} \quad (2)$$

여기서 $[A]$ 는 공력 영향 행렬 (Aerodynamic Influence Matrix) 이다.

Fig. 3은 스마트 무인기의 공기력 패널 모델이고, Fig. 4는 주익의 익형(Airfoil) 모델이다. 전체를 846개의 공기력 패널(Aerodynamic Panel)로 모델링 하였으며, 익형모델은 ARGON 내부에서 평균 캠버(Mean Camber)의 형태로 사용한다.

동체는 원통형임을 고려하여 공기력 모델을 실제 면적보다 줄여서 모델링 하였다. 동체는 양력면(Lift Surface)이 아니므로 실제보다 면적을 줄여서 설계함으로서 실제와 같이 양력을 받게 해야 한다. 동체와 주익이 연결되는 부분은 동체 크기 그대로 모델링 하였으며, 그 이외의 동체는 실제 면적의 34%로 모델링 하였다. 이러한 동체의 공기력 패널 모델 크기는 풍동 시험의 공기력 미계수 결과 값을 참고로 하여 적절히 조정된 결과이다. 평면뿐만 아니라 수직면도 패널로 모델링

하였다.

수평/수직 미익은 대칭형 익형이므로 평균 캠버를 이용하는 패널방법에서는 평판으로 모델링한다. 날개 양쪽 끝의 로터는 공기력 모델링을 하지 않고 나셀(Nacelle)만을 모델링 하였으며, 동체와 마찬가지로 실제 면적보다 줄여서 모델링 하였다.

Table 2. Comparison of Aerodynamic Coefficients

Mach No.	C_L^α (1/deg)	C_L^0
ARGON	0.0863	0.232
Wind Tunnel Test	0.0879	0.232

공기력 모델을 통해 산출된 공력계수는 풍동시험의 결과와 비교하며, 이를 통해 공기력 패널을 적절히 수정한다. Table 2는 ARGON과 풍동시험 결과 양력계수를 보여주고 있다. 기준 주익 면적은 3.2 m^2 , 주익 길이(Span)는 4 m , 평균캠버(Mean Aerodynamic Chord)는 0.8 m 이다. 결과가 서로 잘 일치하는 것을 알 수 있다. C_L^α 는 정확히 일치하고 있는데, C_L^0 는 익형형상에 의해서 결정되는 것이며 패널의 크기와는 무관하기 때문에 정확히 일치하는 것으로 보인다.

2.3 중량 모델

스마트 무인기의 중량은 945 kg 이며, 전체 744개의 질량으로 모델링 하였다. 주익과 수평/수직 미익과 같은 양력면은 분포 하중이 중요하므로 구조 무게는 모두 질량 패널(Mass Panel)로 모델링 하여 실제와 같이 중량을 분포시킨다. 동체와 나셀 같이 분포하중이 중요하지 않은 부분은 모두 질량점(Point Mass)으로 모델링 하였다.

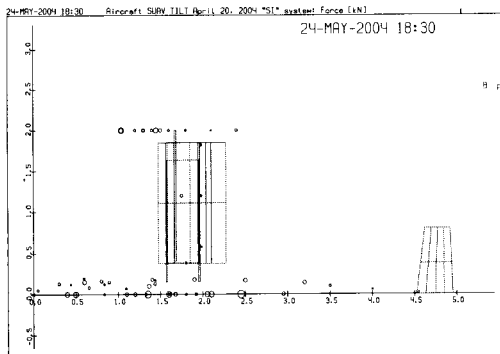


Fig. 5. Mass Model of Smart UAV

하중 모델링에 있어 항공기 각 부분의 무게중심뿐만 아니라 관성 모멘트(Moment of Inertia) 까지도 정확히 구현하는 것이 중요하다. 스마트 무인기의 최대이륙중량(Maximum Take-off Weight)에 대한 질량 모델링은 Fig. 5와 같다.

ARGON 중량모델을 통해 Table 1에 제시된 중량과 무게중심을 정확히 일치 시켰으며, 관성 모멘트는 5%이내에서 만족시켰다.

2.4 구조 모델

미감항규정은 “하중에 의한 구조물의 변형이 외력/내력의 분포에 큰 영향을 미칠 경우, 하중 재분포를 고려해야 한다”고 규정하고 있다. 이러한 공단성 효과는 구조물을 탄성체로 모델링하여 해석할 수 있다. 그러나 기본단계의 비행하중해석에서는 구조 모델링을 수행하지 않고 강체로 가정하여 해석하였다.

III. 비행하중해석

비행하중해석 방법은 균형기동하중(Balanced Maneuver Loads) 해석방법과 천이기동하중(Transient Maneuver Loads) 해석방법으로 나뉜다. 스마트 무인기 기본설계단계의 비행하중해석 시 대부분 균형기동하중 해석방법을 사용하였으며, 일부 조건에 대해서만 천이기동하중 해석방법을 사용하였다. 비행하중해석 시 사용한 조종면 각변위는 Table 3과와 같다.

Table 3. Control Surface Deflection Angle of Smart UAV

Control Surface	Deflection Angle
Elevator	30°/-30°
Flaperon	10°/-10°
Rudder	20°/-20°

3.1 균형기동하중

균형기동하중은 주어진 기동/돌풍 하중배수, 각가속도와 각속도에 대해 공기력과 관성력에 의한 힘과 모멘트 평형을 고려하여 하중을 구하는 방법이다. 이 방법은 실제적인 현상과는 차이가 있으며, 다소 큰 하중을 구하게 된다. 그러나 빠르게 하중을 산출할 수 있어 기본설계단계까지는 매우 유용하게 사용할 수 있다. 스마트 무인기의 기본설계단계에서는 정상대칭기동, 비점검 피치기동, 롤기동, 그리고 요기동에 대해서 균형기동하중 해석방법을 사용하였다.

3.1.1 정상대칭기동

해당 규정은 FAR 23.331, 23.421, 23.425(a)(1), (c)이다. 정상대칭기동은 주어진 하중배수 n_z 에 대해 피치 균형을 이루는 비행운동이며 받음각 (α)과 승강타의 각변위(δ_e)를 아래의 식으로부터 구할 수 있다.

$$C_L^0 + C_L^\alpha \cdot \alpha + C_L^{\omega_y} \cdot \omega_y + C_L^{\delta_e} \cdot \delta_e = \frac{W n_z}{qS} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} C_m(\alpha, \delta_e) = \\ C_m^0 + C_m^\alpha \cdot \alpha + C_m^{\omega_y} \cdot \omega_y + C_m^{\delta_e} \cdot \delta_e = 0 \end{aligned} \quad (4)$$

이때 $\omega_y = (n_z - 1)g/V$ 이다. 압력계수 $\{\Delta p\}$ 는 아래의 식과 같이 표현된다[5].

$$\begin{aligned} \{\Delta p\} = \{\Delta p_0\} + \{\Delta p^\alpha\}\alpha + \{\Delta p^{\omega_y}\}\omega_y \\ + \{\Delta p^{\delta_e}\}\delta_e \end{aligned} \quad (5)$$

ARGON은 자체에서 균형된 자세각(Trim Angle)을 계산한다. 예로 설계순항속도(V_C)와 설계급강하속도(V_D)에서 수직하중배수 3.5G일 때 ARGON에서 계산된 스마트 무인기의 자세각은 Table 4와 같다.

Table 4. Trim Value of Smart UAV for Steady Symmetric Maneuver

Design Speed	AOA	Elevator Deflection
V_C	20.3°	-22.3°
V_D	11.7°	-13.5°

3.1.2 비점검피치기동

해당규정은 FAR 23.423(a)이다. 피치기동은 하중배수 n_z 의 비행상태에서 각가속도 $\dot{\omega}_y$ 로 피치 운동을 하는 경우이며, 힘과 모멘트 평형방정식은 다음과 같다.

$$C_m(\alpha, \delta_e) + C_m^{\delta_e} \Delta \delta_e = \frac{I_y \dot{\omega}_y}{qSc} \quad (6)$$

여기서 α 와 δ_e 는 피치 균형을 이루는 비행 운동시의 받음각과 승강타 각변위이며, 식 (3)과 (4)의 해이다. 따라서 피치 가속도 운동을 유발하는 승강타 각변위 $\Delta \delta_e$ 는 다음과 같다

$$\Delta \delta_e = \frac{I_y \dot{\omega}_y}{C_m^{\delta_e} qSc} \quad (7)$$

아래 식(8)의 압력 계수를 식 (5)에 더하여 압력을 구한다.

$$\{\Delta p\} = \{\Delta p^{\delta_e}\} \Delta \delta_e \quad (8)$$

3.1.3 롤기동

해당규정은 FAR23.349(b)이다. 롤기동은 에일러론(Aileron)의 작동에 의해 일어나는 비대칭 운동이다. FAR23은 하중배수가 최대하중배수의 2/3이 될 때 최고 롤 각속도(ω_x)를 가지고 롤기동을 할 수 있도록 규정한다.

롤기동에 대한 모멘트 평형방정식은 식 (9)와 같다.

$$\begin{aligned} C_l^\beta \cdot \beta + C_l^{\omega_x} \cdot \omega_x + C_l^{\delta_a} \cdot \delta_a \\ + C_l^{\delta_r} \cdot \delta_r = \frac{I_x \dot{\omega}_x}{qSb} \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 $\beta = \omega_z = \delta_r = 0$ 이다.

균형기동하중에서는 에일러론의 각변위(δ_a)가 시간이 0(Zero)일때 최대값을 가진다고 가정을 하며, Fig. 6의 I, II 그리고 III의 3가지 상태에 대해서 하중해석을 수행한다.

I. 에일러론의 각변위가 주어지고 롤 각속도는 0이다. 이때 롤 각가속도($\dot{\omega}_x$)에 의한 관성력이 공기력에 의한 모멘트와 평형을 이루게 된다. 롤 각가속도는 식(9)로부터 구할 수 있으며 식 (10)과 같다.

$$\dot{\omega}_x = \frac{C_l^{\delta_a} \delta_a qSb}{I_x} \quad (10)$$

아래 식 (11)의 압력계수를 식 (5)에 더하여 압력분포를 구한다.

$$\{\Delta p\} = \{\Delta p^{\delta_a}\} \Delta \delta_a \quad (11)$$

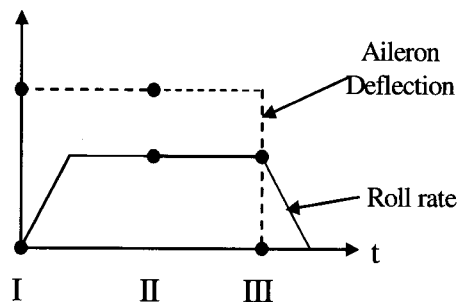


Fig. 6. Aileron Deflection and Roll Rate for

II. 롤 각속도와 에일러론 각변위를 갖고, 롤 각가속도는 0 이다. 이때 롤 각속도는 식 (12) 와 같다.

$$w_x = -\frac{C_l^{\delta_a} \delta_a}{C_l^{w_x}} \quad (12)$$

에일러론의 각변위와 롤 각속도에 의한 압력 계수를 식 (5)에 더하여 압력 분포를 구한다.

III. 롤 각속도가 주어지고 에일러론의 각 변 위는 0 이다. 식(9)로부터 롤 각가속도는 식 (13) 과 같이 구할 수 있다.

$$\dot{w}_x = \frac{C_l^{w_x} w_x q S b}{I_x} \quad (13)$$

롤 각속도에 의한 압력계수를 식 (5)에 더하여 압력분포를 구한다.

3.1.4 요기동

관련규정은 FAR23.441(a)이다. 요 기동은 방향 타를 작동할 때 일어나는 비대칭기동이다. 수직 미익의 주요설계 조건이 된다. 요 운동시는 수직 하중배수 1을 고려하며, 비행하중을 산출하는 방법은 롤기동 때와 유사하다. 요 운동에 의해 유발되는 롤 모멘트를 상쇄하기 위해 에일러론을 작동하는 것으로 가정한다. 요기동에 대한 운동 방정식은 식 (14)와 (15)와 같다.

$$C_y^{\beta} \cdot \beta + C_y^{w_x} \cdot w_x + C_y^{w_z} \cdot w_z + C_y^{\delta_r} \cdot \delta_r = \frac{W n_y}{q S} \quad (14)$$

$$C_n^{\beta} \cdot \beta + C_n^{w_x} \cdot w_x + C_n^{w_z} \cdot w_z + C_n^{\delta_r} \cdot \delta_r = \frac{I_z \dot{w}_z}{q S b} \quad (15)$$

여기서 $w_x = w_z = 0$ 이다. FAR 23은 3가지 상태에 대한 요기동 하중을 제시하고 있으며, 아래의 I, II, 그리고 III과 같이 해석할 수 있다.

I. 방향타 각변위(δ_r)를 최대로 작동시키는 경우이다. 횡 하중배수와 요 가속도는 식 (14)와 (15)로부터 다음과 같이 구할 수 있다.

$$n_y = \frac{C_y^{\delta_r} \delta_r q S}{W} \quad (16)$$

$$\dot{w}_z = \frac{C_n^{\delta_r} \delta_r q S b}{I_z} \quad (17)$$

이때 $\beta = 0$ 이다. 방향타 작동에 의해서 발생 되는 롤 모멘트를 상쇄하기 위한 에일러론의 각

변위는 식 (9)로부터 계산할 수 있으며 식 (18)과 같다.

$$\delta_a = -\frac{C_l^{\delta_r} \delta_r}{C_l^{\delta_a}} \quad (18)$$

횡 하중배수, 방향타 그리고 에일러론의 각변위에 의한 압력계수를 기준압력계수(식 (5))에 더하여 압력 분포를 구한다.

II. 방향타를 최대 각변위로 유지하고 최대 옆미끄럼각(Overswing Sideslip Angle)을 갖는 경우이다. 현재 ARGON은 이 규정에 적합한 균형기동하중해석 방법을 제공하고 있지 않다. 따라서 이때의 옆미끄럼각, 횡 하중배수, 요 각가속도 그리고 에일러론 각변위는 시간의 함수로 운동방정식을 풀어야 하며, 이는 다음에 설명할 천이기동하중해석방법으로 가능하다. 비행하중은 기준 압력계수에 옆미끄럼각, 횡 하중배수, 그리고 방향타와 에일러론 각변위에 의한 압력계수를 더하여 구할 수 있다.

III. 요각(Yaw Angle)이 15°이며, 방향타가 중립위치로 돌아온 것을 고려한다. 횡 하중배수와 요 각가속도는 식 (19)와 (20)과 같다.

$$n_y = \frac{C_y^{\beta} \beta q S}{W} \quad (19)$$

$$\dot{w}_z = \frac{C_n^{\beta} \beta q S b}{I_z} \quad (20)$$

비행하중은 기준압력계수에 옆미끄럼각, 횡 하중배수 그리고 에일러론 각변위에 의한 압력배수를 더하여 구할 수 있다.

3.2 천이기동하중

균형기동운동에 해당하는 자세각, 힘, 그리고 모멘트를 초기해로 하여, 기동의 시간에 따른 변화를 고려하여 하중을 구한다. 천이기동하중을 해석하기 위해 오일러(Euler) 운동 방정식의 해를 구한다. 축방향 하중배수(n_x)는 0으로, 기동중 항공기의 속도와 고도는 일정한 것으로 가정한다. 수치 해석적 방법을 써서 운동방정식을 풀 수 있으며, ARGON에서는 Runge-Kutta 방법[6]을 적용한다. 이는 균형기동하중 방법보다 약간 작은 하중을 구하게 되며 실제와 더 가깝다. 기본설계 단계에서는 점검피치기동만을 천이기동하중해석 방법을 사용하여 하중을 산출하였다.

3.2.1 점검피치기동

해당규정은 FAR 23.423(b)이다. Fig. 7은 천이기동하중 해석방법을 이용하여 스마트 무인기의

하중조건이름 끝의 'M'은 최대이륙중량을, 'Z'는 최대영주익연료중량(Max. Zero Wing Fuel Weight)을 의미한다.

Fig. 8을 보면, 주익 바깥쪽(Outboard)에서는 설계기동속도에서의 정상대칭기동(-1.5G)과 롤 기동 조건에서, 주익 안쪽(Inboard)에서는 설계급강 하속도에서의 정상대칭기동(3.5G)에서 최대전단력이 발생하였다. 그리고 최소전단력은 주익바깥 쪽에서는 롤 기동 조건에서, 주익 안쪽에서는 설계기동속도에서의 정상대칭기동(-1.5G)조건에서 산출되었다. BL 1.323을 제외하며 모두 최대영주 익연료중량에서 주익의 최대전단력이 생성된다. 특이한 사항은 주익의 바깥쪽에서는 음의 하중배수에서 최대전단력이 발생한 것이다. 이는 일반적인 항공기에서는 볼 수 없는 현상으로서, 주익의 끝단에 위치한 로터시스템에 의한 것이다. 주익 끝단의 로터시스템의 중량은 약 64 kg으로 상당히 크며, 이로 인해 관성하중(Inertia Load)이 공력하중보다 훨씬 크게 나타나게 된다. 따라서 주익 바깥쪽은 양의 하중배수에서는 음의 전단력을, 음의 하중배수에서는 양의 전단력을 갖게 된다. Fig. 11은 정상대칭기동(L3Z, -1.5G)조건

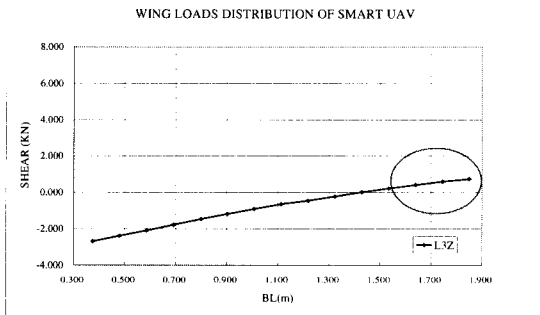


Fig. 11. Wing Shear Force Distribution of L3Z Condition

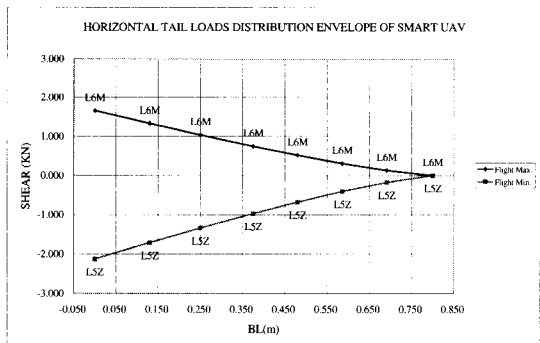


Fig. 12. Horizontal Tail Shear Force Envelope of Smart UAV

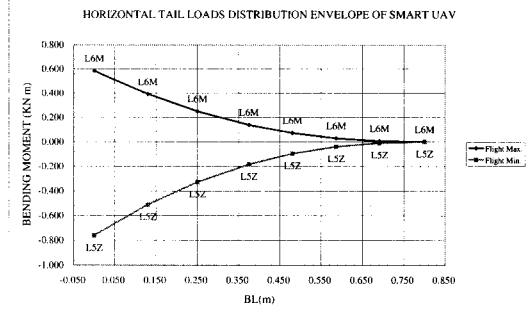


Fig. 13. Horizontal Tail Bending Moment Envelope of Smart UAV

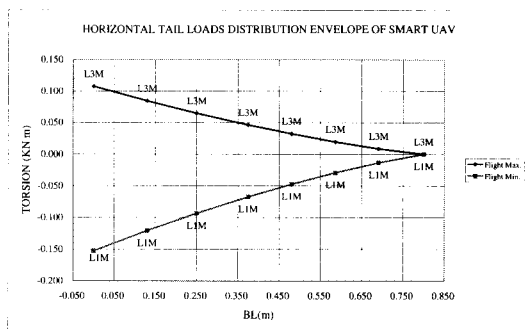


Fig. 14. Horizontal Tail Torsion Envelope of Smart UAV

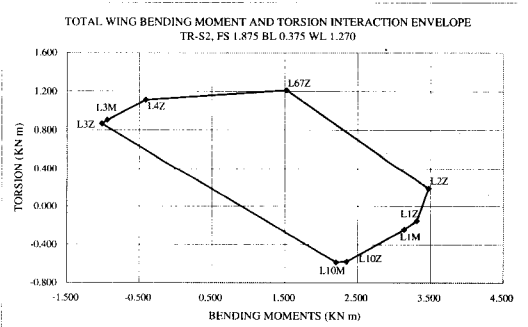


Fig. 15. Wing Bending & Torsion Interaction Envelope of Smart UAV

의 전단력 분포를 보여주고 있는데 주익 끝단에서 양의 전단력을 가짐을 알 수 있다.

Fig. 9은 주익의 굽힘모멘트 선도를 보여주고 있다. 최대/최소 굽힘모멘트를 갖는 하중조건은 전단력과 유사하며, 다만 로이터링시의 롤기동이 주익 중앙부에서 최대 굽힘모멘트를 갖는다. 주익 끝단의 로터시스템의 영향으로 인해 굽힘모멘트의 크기가 상당히 작은 값을 가지며 이는 주익 구조물 설계에서 매우 유리하게 작용한다.

Fig. 10은 주익의 비틀림 모멘트 선도를 보여 주고 있다. 최대/최소 비틀림의 대부분이 롤기동 조건에서 나타나고 있으며, 주익 바깥쪽의 최소 비틀림 모멘트만이 정상대칭기동(-1.5G)조건에서 산출되었다. 롤기동 조건은 플래퍼론 작동시키기 때문에 비틀림 모멘트가 크게 유발된다.

Fig. 12 ~ 14는 수평미익의 VMT선도를 보여 주고 있다. 수평미익의 최대/최소 전단력과 굽힘 모멘트는 모두 비점검 피치기동에서 발생하였다.(Fig. 12와 13) 비점검 피치기동은 승강타를 최대 각변위로 작동시키는 조건으로 수평미익의 최대/최소 하중이 발생하게 된다. 즉 승강타 각변위가 30° 일 때는 최대 하중이, -30°일 때는 최소 하중이 발생하게 된다.

비틀림 모멘트의 최대/최소값은 정상대칭기동에서 발생하였다. 승강타의 각변위는 비점검 피치기동보다 작아 작용하는 공기력은 작으나, 승강타에 발생하는 수직하중의 작용점(Center of Pressure)이 승강타 후방에 위치하기 때문에 일어나는 현상으로 파악된다.

Fig. 15는 주익 뿌리(Root)에서의 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트의 상호작용선도를 보여주고 있다. VMT 선도를 통해 선정되지 않았던 정상대칭기동조건 4개와 롤기동조건 1개가 추가로 주요 하중조건으로 고려해야 함을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 항공기 통합설계 프로그램인 ARGON을 이용하여 FAR 23에 의거한 스마트 무인기 기본설계단계의 비행하중해석을 수행하고 그 결과를 제시하였다. 스마트 무인기 비행하중 해석을 위해서 규정을 분석/적용하여 해석조건을 선정 하였고, 적절한 공력, 중량 그리고 구조 모델을 설정하였다. 균형기동하중 해석방법을 통해 정상대칭기동, 비점검 피치기동, 롤기동, 그리

고 요기동을 해석하였고, 천이기동하중 해석방법을 통해 점검 피치기동 해석을 수행하였다. 비행하중 해석의 결과로 VMT와 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트의 상호작용선도를 작성하였고, 이를 분석하여 주요 구조설계 하중조건을 선정하였다.

후 기

본 연구는 과학기술부 21세기 프런티어 사업인 스마트 무인기 기술개발사업의 연구비 지원으로 수행된 결과의 일부이며, 지원에 감사를 표하는 바입니다.

참고문헌

- 1) Jun, S. M., Jun, O. C. and Han, Y. M., "Structural Loads Analysis of Military Specification Pitching Maneuver", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 27, May 1999, pp. 1~10.
- 2) ARGON, *Multidisciplinary Analytical Support of Aircraft Design*, Central Aerohydrodynamics Institute, 1991.
- 3) *Federal Aviation Regulation (FAR), Part 23 - Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes*, 2003.
- 4) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. L., *Aeroelasticity*, Addison Wesley Publishing Company, 1957.
- 5) *Development of Analysis and Application Techniques of Composite Materials for Aircrafts (I)*, Korea Aerospace Research Institute, 1992
- 6) Chapra, S. C. and Canale, R. P., *Numerical Methods for Engineers*, McGRAW-Hill, 1990, pp. 596~606.