

# 스마트 무인기 비행하중 해석

신정우<sup>†</sup>·이상욱\*·김성준\*·김태욱\*·김성찬\*·황인희\*

## Flight Loads Analysis of Smart UAV

Jeong Woo Shin, Sang Wook Lee, Sung Joon Kim, Tae-Uk Kim,  
Sung Chan Kim and In Hee Hwang

**Key Words:** Flight Loads(비행하중), Smart UAV(스마트 무인기), FAR(미감항규정), ARGON, Panel Method(패널 해석방법)

### Abstract

KARI(Korea Aerospace Research Institute) has developed smart unmaned aerial vehicle(UAV) since 2002. Smart UAV has tilt rotor configuration which can take off and land vertically. For designing and developing smart UAV, it is necessary to obtain design loads. ARGON which use the panel method is multidisciplinary aircraft design program developed and modified by KARI and TsAGI. Panel method is very useful to obtain aerodynamic loads, so it have been used widely for aircraft loads analysis. For flight loads analysis, we have to prepare regulations and load conditions, and then design aerodynamic panel model, mass model and structure model. In this paper, we introduce the flight loads analysis procedure briefly, and show the smart UAV loads analysis procedure and result using ARGON.

### 기호설명

$\phi_{ii}$	: 속도 포텐셜
$M$	: 마하수
$\Delta p$	: 무차원 압력계수
$\alpha$	: 받음각
$C_{L\alpha}$	: 양력곡선 기울기

### 1. 서론

현재 한국항공우주연구원에서는 스마트 무인기(Smart UAV) 사업을 진행중에 있다. 스마트 무인

기는 수직 이착륙이 가능하며 최고속도가 500 km/h인 틸트로터(Tilt Rotor) 형태의 첨단 무인기이다. 틸트로터 항공기는 Fig. 1과 같이 날개 양 끝의 로터를 사용하여 헬기 형태로 수직 이착륙하며, 순항시에는 날개 양 끝의 로터를 90° 회전하여 추진(Propulsion)으로 사용한다. 04년 3월까지 개념설계 단계이며, 04년 4월부터는 기본설계가 진행될 예정이다.

항공기 설계 개발에서 하중해석은 필수적이며 매우 중요하다. 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 안전항가를 입증하는데 활용된다. 따라서, 적용할 항공 기준에 적합한 완전한 형태로 제공되어야 한다. 마지막 단계로는 인증을 획득하기 위해 하중을 산출하며, 보고

<sup>†</sup> 회원, 한국항공우주연구원

E-mail : jeongdal@kari.re.kr

TEL : (042)860-2026 FAX : (042)860-2009

\* 한국항공우주연구원



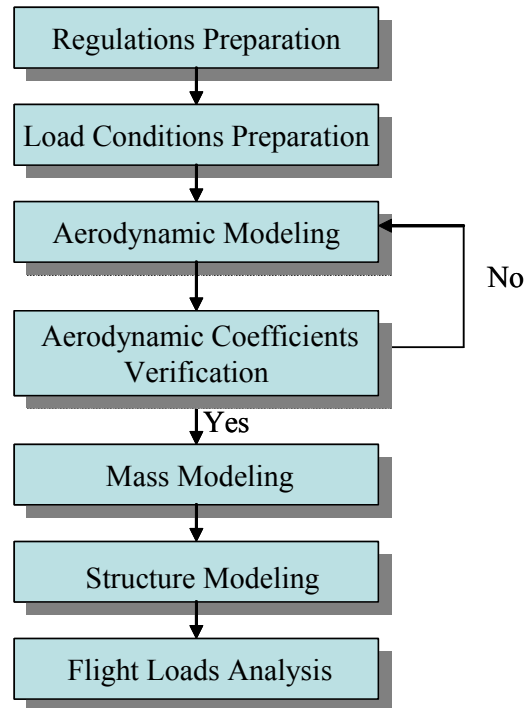
Fig. 1 Smart UAV

서 형태로 인증 당국에 제출하여야 한다. 구조 동역학적 해석을 수행하여 돌풍 동하중, 착륙 동하중 및 지상 활주 하중 등을 구해야 한다. 하중 해석의 일반적인 절차는 Fig. 2와 같다.

하중해석을 위해서는 먼저 규정이 마련되어야 하며, 인증 획득을 위해서는 규정을 정확하게 적용하여 해석을 수행해야 한다. 민간항공규정으로 미감항기준(FAR)이 주로 사용되고 있으며, 고정익 항공기에 대한 규정으로는 여객기급 개발에 FAR25<sup>(2)</sup>, 소형항공기 개발에 FAR23<sup>(3)</sup>이 있다. 군용기 하중기준으로는 군사규격(Mil-spec)을 널리 사용하고 있다.

항공기 하중해석에는 패널 해석 방법(Panel Method)이 주로 사용되고 있다. 상용 프로그램으로는 MSC Nastran이 널리 사용되고 있으며, 많은 항공기 개발 회사들은 자체 하중해석 프로그램을 개발하여 사용하고 있다. 한국항공우주연구원에서는 러시아(TsAGI)와 협력하여 개발한 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON<sup>(1)</sup>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 스마트 무인기의 비행하중해석 과정을 간략히 기술하고, 그 결과로서 항공기 구조설계에 기본이 되는 항공기 각 부분의 VMT(Shear, Bending Moment & Torsion)를 제시한다.



## 2. 하중해석 모델

스마트 무인기 형상은 TR-E1과 TR-S1 2가지이다. 초기에 방향타(Rudder)가 없는 TR-E1 형상이었으나, 보다 향상된 성능을 위해 T-tail 형상의 TR-S1으로 변경하였다. 2가지 형상에 대한 하중해석을 수행하였으며, TR-E1은 항공기를 강체로 가정하고 해석을 수행하였으나 TR-S1은 탄성체로 모델링 하여 해석을 수행하였다. 여기서는 TR-S1의 순항모드(Cruising Mode)에 대한 하중해석 모델을 제시한다.

### 2.1 하중해석 조건

하중해석을 수행하기 전에 항공기의 중량과 무게 중심을 결정하여야 하며, 이를 고려하여 중량을 분포시켜야 한다. 그런 다음 규정에 따라 각 중량조건에 따른 V-n 선도를 작성한다. Fig. 3은 스마트 무인기의 V-n 선도이다.

미감항규정(FAR)에 따르면, 비행하중 조건은 크게 피치(Pitch), 롤(Roll) 그리고 요(Yaw)의 기동(Maneuver) 조건과 돌풍(Gust)하중 조건으로 나눌 수 있다. 항공기는 유상하중(Pay Load)과 연료(Fuel)의 위치와 유무에 따라 여러 가지 중량조건이 생성된다. 각 중량조건에 대해서 수십 가지의 비행하중 조건이 생성되며, 모든 중량조건을 고

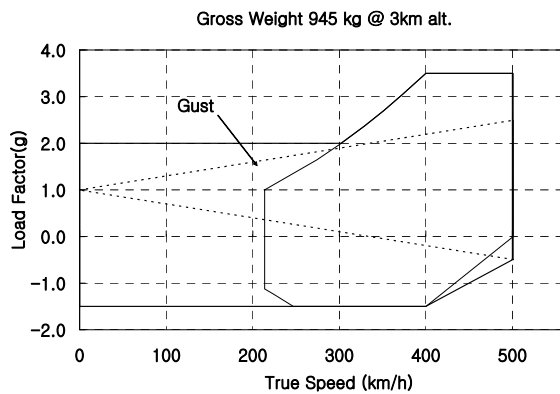


Fig. 3 V-n Diagram

려하면 수백에서 수천 개의 비행하중 조건이 생성된다.

수천가지의 하중조건을 구분하기 위해서는 하중조건이름(Load Condition Name Convention)을 정확히 정의하여 사용하여야만 한다. 스마트 무인기의 하중조건이름은 25개의 문자로 구성하였으며, 항공기 형상(Aircraft Configuration), 기동 종류(Maneuver Type), 수직하중배수(Normal Load Factor), 마하수(Mach Number), 고도(Altitude) 그리고 동압(Dynamic Pressure) 등의 정보를 담고 있다.

2.2 공기력 모델 (Aerodynamic Modeling)

ARGON은 패널(Panel)해석 방법의 하나인 DLM(Doublet Lattice Method)을 사용한다. 항공기에 작용하는 압력분포는 속도 포텐셜(Velocity Potential)  $\phi$ 에 대한 선형 미분 방정식(Eq. (1))의 해로부터 구할 수 있다.

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

여기서  $M$ 은 마하수이다. 포텐셜  $\phi$ 의 해<sup>(4)</sup>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 압력 계수  $\{\Delta p\}$  를 Eq. (2)로 표현할 수 있다.

$$\{\Delta p\} = [A] \{\alpha\} \tag{2}$$

여기서  $[A]$ 는 공력 영향 행렬 (Aerodynamic

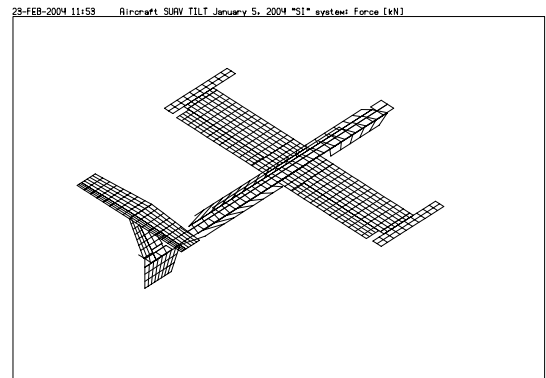


Fig. 4 Aerodynamic Model

Influence Matrix) 이다.

Fig. 4는 TR-S1의 공기력 모델이고, Fig. 5는 주익(Wing)의 익형(Airfoil) 모델이다. 공기력 모델은 항공기의 형상을 고려하여 기체의 절반만을 모델링 하였으며, 전체를 846개의 공기력 패널(Aerodynamic Panel)로 모델링 하였다.

동체(Fuselage)는 원통형임을 고려하여 공기력 모델을 실제 면적보다 줄여서 모델링 하였으며, 평면뿐만 아니라 수직면도 패널로 모델링 하였다. 동체는 양력면(Lift Surface)이 아니므로 실제보다 면적을 줄여서 설계함으로서 양력을 거의 받지 않게 해야 한다. 주익은 로터 샤프트(Shaft) 때문에 보통의 익형과는 다른 새로운 익형으로 설계되어 있으며, 4°의 붙임각(Incidence Angle)을 가지고 있다. 수평/수직 미익(Horizontal/Vertical Tail)은 대칭형 익형이므로 익형 모델을 하지 않았다. 날개 양쪽 끝의 로터(Rotor)는 모델링을 하지 않고 나셀(Nacelle)만을 모델링 하였으며, 동체와 마찬가지로 실제 면적보다 줄여서 모델링 하였다.

ARGON으로 구한 스마트 무인기의 공력계수

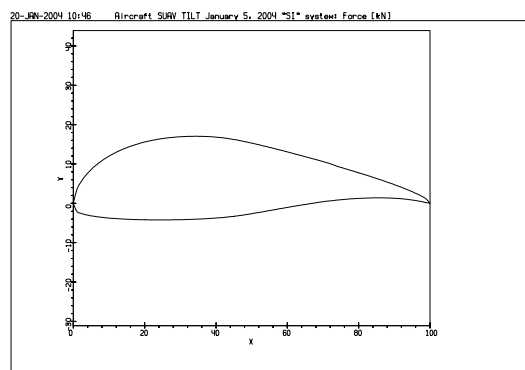
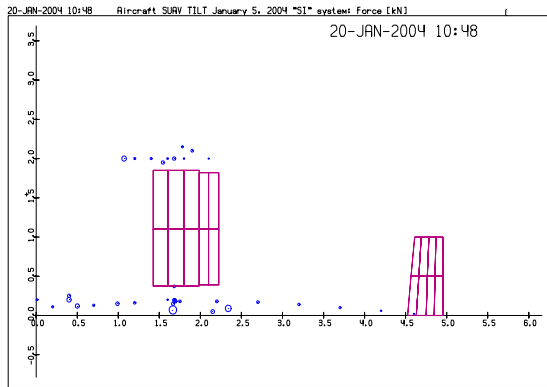


Fig. 5 Wing Airfoil Configuration

(Aerodynamic Coefficient)는 Table 1 과 같다.

**Table 1** Aerodynamic Coefficient

Mach No.	$C_{L\alpha}$ (1/deg)	$C_{L0}$	Wing Area ( $m^2$ )	Wing Cord (m)	Span (m)
0.34	0.0978	0.645	2.96	0.8	3.7
0.42	0.0998	0.659			

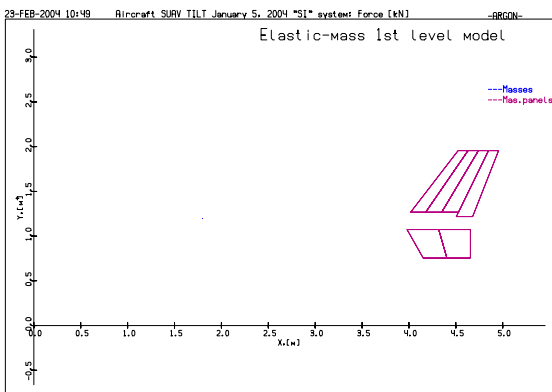


**Fig. 6** Mass Model (Plane)

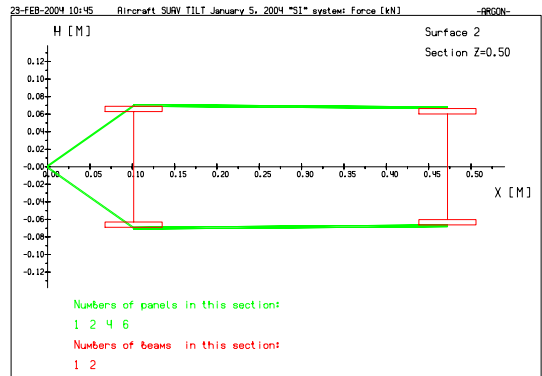
**2.3 중량 모델 (Mass Modeling)**

TR-S1 항공기의 중량은 945kg 이며, 전체 744 개의 질량패널(Mass Panel)과 질량점(Point Mass)으로 모델링 하였다. 주익과 수평/수직 미익과 같은 양력면은 분포 하중이 중요하므로 구조 무게는 모두 질량 패널로 모델링 하였으며, 그 밖의 중량은 모두 질량점으로 모델링 하였다.

하중 모델링에 있어 항공기 각 부분의 무게중심뿐만 아니라 관성 모멘트(Moment of Inertia)까지도 정확히 구현하는 것이 중요하다. TR-S1의 최대이륙중량(Maximum Take-off Weight)에 대한 질량 모델링은 각각 Fig. 6과 Fig. 7과 같다.



**Fig. 7** Mass Model (Vertical)



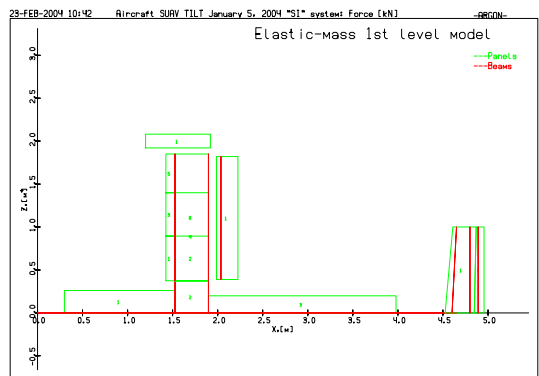
**Fig. 8** Structure Model - Wing Section

**2.4 구조 모델 (Structure Modeling)**

미감항규정(FAR)은 “하중에 의한 구조물의 변형이 외력/내력의 분포에 큰 영향을 미칠 경우, 하중 재분포를 고려해야 한다”고 규정하고 있다. 이러한 공탄성 효과는 구조물을 탄성체로 모델링하여 해석할 수 있다.

주익을 예로 들면, ARGON은 주익을 구성하는 재료의 물성치(Material Property)를 입력하고, 구조를 이루는 주익 표피(Skin), 리브(Rib), 스트링거(Stringer), 그리고 스파(Spar) 등을 실제와 같이 배열하여 주익을 탄성체로 모델링 한다. TR-S1의 주익은 표피, 4개의 리브, 그리고 2개의 스파로 모델링 하였다. Fig. 8은 주익의 구조 모델 단면을 보여주고 있다.

주익 이외의 모든 부분에 대해서도 구조 모델링을 하였으며, 모든 구조물은 복합재료로 설계하였다. Fig. 9와 Fig. 10은 ARGON을 이용한 구조 모델을 수직/수평면에 대해 보여주고 있다.



**Fig. 9** Structure Model (Plane)

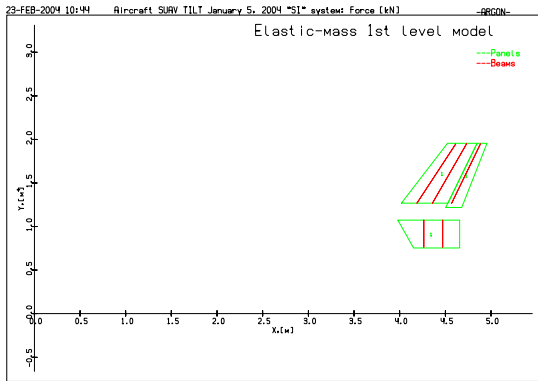


Fig. 10 Structure Model (Vertical)

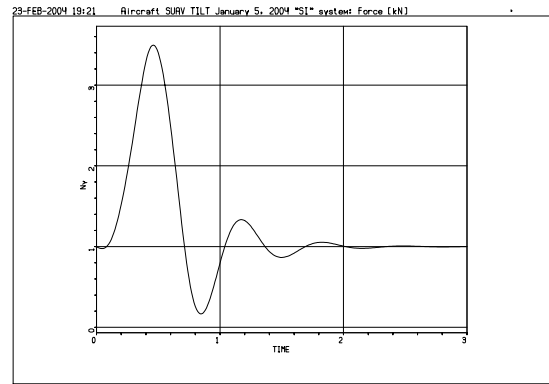


Fig. 11 Time History of Normal Load Factor

### 3. 하중해석 및 결과

#### 3.1 하중해석 방법

##### 3.1.1 균형기동하중(Balanced Maneuver Loads)

균형기동하중은 균형 비행 상태에서 주어진 기동/돌풍 하중계수에 대해 공기력과 관성력에 의한 힘과 모멘트 평형을 고려하여 하중을 구하는 방법이다. 이 방법은 실제적인 현상과는 다소 차이가 있으며, 약간 큰 하중을 구하게 된다.

##### 3.1.2 천이 기동 하중(Transient Maneuver Loads)

균형 기동 운동에 해당하는 자세각, 힘, 그리고 모멘트를 초기해로 하여, 기동의 시간에 따른 변화를 고려하여 하중을 구한다. 천이 기동 하중을 해석하기 위해 오일러(Euler) 운동 방정식의 해를 구한다. 축방향 하중계수는 0으로, 기동중 항공기의 속도와 고도는 일정한 것으로 가정한다. 수치해석적 방법을 써서 운동방정식을 풀 수 있으며, ARGON에서는 Runge-Kutta 방법<sup>(5)</sup>을 적용한다. 이는 균형기동하중 방법보다 약간 작은 하중을 구하게 되면 실제와 더 가깝다.

Fig. 11은 천이기동 하중해석의 예를 보여주고 있는데, 항공기가 수직하중배수 1인 상태에서 피치 기동을 하여 수직하중배수 3.5에 도달한 뒤, 다시 수직하중배수 1로 돌아오는 기동이다. 모든 순간에 대해 해석 항공기의 하중을 구할 수 있다. 수직하중배수가 3.5인 순간이 하중해석 조건으로 선정된다.

#### 3.2 하중해석 결과

하중 해석의 결과는 항공기 각 부분에 대해 전단력(Shear Force, V), 굽힘 모멘트(Bending Moment, M), 그리고 비틀림 모멘트(Torsion, T)로 나타낼 수 있으며, 모든 하중조건을 VMT를 비교하여 구조해석에 적용하기 위한 중요하중조건(Critical Load Condition)을 선정하게 된다. 또한 구조해석에서 사용할 수 있는 각 공력 패널과 중량점에서의 공기력과 관성력 값을 얻을 수 있다. Fig. 12는 주익의 굽힘 모멘트 선도를 보여주고 있다.

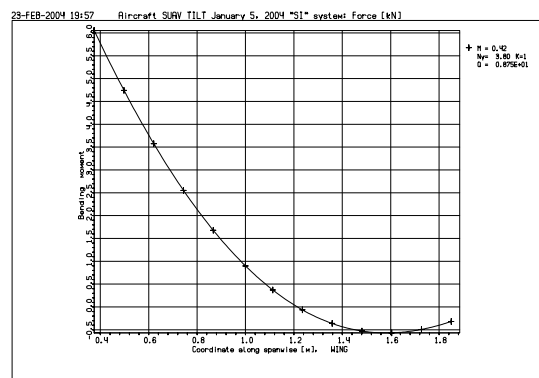


Fig. 12 Wing Bending Moment Diagram

### 4. 결 론

본 논문에서는 항공기 통합설계 프로그램인 ARGON을 이용하여 스마트 무인기의 비행하중해석 과정과 결과를 간략히 소개하였다. 하중해석

을 위해서는 정확한 규정분석 및 적용, 그리고 하중조건 선정이 필요하며, 적절한 공력, 중량 그리고 구조 모델을 설정하여야 한다. 하중해석 결과를 비교/분석하여 중요설계조건을 선정하고, 이를 구조해석, 구조설계 그리고 전기체 시험에 적용한다.

## 후 기

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

## 참고문헌

- (1) Evseev, D. D., Lipin, E. K. and Timonin, A. S., 1991, *ARGON, Multidisciplinary Analytical Support of Aircraft Design*, Central Aerohydrodynamics Institute, Russia.
- (2) Federal Aviation Administration, 2003, *Federal Aviation Regulation (FAR), Parts 23 - Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes*, pp. 197~211.
- (3) Federal Aviation Administration, 2003, *Federal Aviation Regulation (FAR), Parts 25 - Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes*, pp. 363~375.
- (4) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. L., 1957, *Aeroelasticity*, Addison Wesley Publishing Company.
- (5) Chapra, S. C. and Canale, R. P., 1990, *Numerical Methods for Engineers*, McGRAW-Hill, pp. 596~606.