

# 비행 모드에 따른 CRW UAV 추진시스템의 정상상태 운전특성 해석

공창덕\* · 강명철\* · 기자영\* · 박종하\* · 양수석\*\* · 전용민\*\*

## Steady State Operational Characteristic Analysis of the Propulsion System for the Canard Rotor Wing UAV in three different Flight Modes

Chang-Duk Kong\* · Myoung-Cheol Kang\* · Ja-Young Ki\* · Soo-Seok Yang\*\* · Yong-Min Jun\*\*

### ABSTRACT

In this study, a performance model of the Smart UAV propulsion system with ducts, tip jets and variable main nozzle, which has flight capability of the rotary wing mode for the take-off/landing and low speed forward flight as well as the fixed wing mode for high speed forward flight, has been newly developed. With the proposed model, steady-state performance analysis was performed at various flight modes and conditions, such as rotary wing mode, fixed wing mode, compound wing, mode altitude and flight speed.

### 초 록

본 연구에서는 회전익 상태에서 이/착륙, 저속 전진비행을 하고, 고정익 상태에서 고속 전진비행을 하는 스마트 무인기 추진시스템을 모델링하고 회전익 모드, 고정익 상태의 고속 비행모드, 팁 제트 노즐과 주 엔진 노즐을 모두 이용하는 혼합모드에 대해 정상상태 성능해석을 수행하였다.

#### 1. 서 론

국내에서 개발 중인 스마트 무인기는 수직으로 이,착륙이 가능하며 이륙 후에는 고정익으로 고속비행을 할 수 있도록 설계가 진행중이다. 이를 위해 추진시스템은 이,착륙시에는 로타를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속 비행시에는

로타를 정지시켜 날개로 사용하고 가스발생기에서 생성된 가스를 주 노즐로 분사하여 본래의 제트엔진으로 사용한다.

이러한 신개념 비행체의 추진시스템은 크게 이륙시의 호버링(Hovering) 모드와 전진 고속 비행모드, 호버링 모드에서 로타가 정지할 때 까지의 천이모드로 나뉘어 운용된다. 새로운 형

\* 조선대학교 항공우주공학과(Chosun University, Dept. of Aerospace Eng.)

\*\* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

태의 추진시스템인 만큼 개발비용과 위험도를 감소시키기 위해서는 정확한 성능모사가 선행되어야 한다. 성능모사는 엔진 시험이 어려운 영역의 성능 해석을 통해 보다 광범위한 영역의 성능을 확인할 수 있으며 엔진 제어기와 비행체 통합제어기 설계에도 중요한 기초데이터를 제공할 수 있다.

본 연구에서는 스마트 무인기 추진시스템을 모델링하고 이륙시의 호버링 모드, 고정의 상태의 고속 비행모드, 팁 제트 노즐과 주 엔진 노즐을 모두 이용하는 혼합모드에 대해 정상상태 성능해석을 수행하였다.

## 2. 추진시스템 모델링

연구대상 추진시스템은 크게 엔진과 덕트 시스템으로 구성된다. 주 엔진으로 터보제트 엔진을 이용하며 덕트 시스템은 주 노즐을 연결하는 지건 덕트, 팁제트 노즐을 연결하는 곡선 덕트, 팁제트 노즐, 밸브로 구성된다. 로터 구동에는 터빈을 통과한 가스를 사용하는 고온 가스압력 제트사이클(Hot pressure jet cycle)인 경우를 선정하였다.[1] 이륙시에는 주 노즐을 완전히 닫고 가스발생기에서 생성된 고온 고압의 가스를 로터의 팁 제트를 통해 분사하여 헬리콥터 비행을 하며 항공기가 일정한 속도에 도달하면 팁 제트로 가는 덕트의 밸브를 닫고 주 노즐을 통해 가스를 분사하여 본래의 제트 엔진으로 고속 비행한다. 주 노즐은 가변 수축형 노즐을 사용하며 팁 제트 노즐은 고정 수축형 노즐을 사용한다. 이 추진시스템의 개략도는 Fig. 1과 같다.

설계점 성능은 지상정지 표준대기 상태의 가스발생기 회전수 100%로 설정하였다. 덕트, 밸브 등을 제외한 주 터보제트 엔진의 체계 요구 성능에 맞도록 각 구성품의 설계점 성능을 확정하였다.

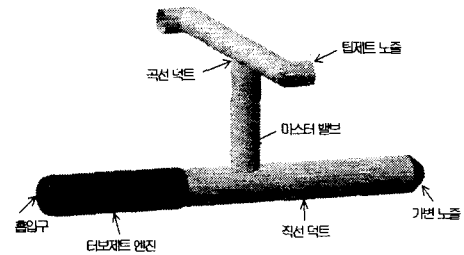


Figure 1. Layout of CRW UAV propulsion system

## 3. 정상상태 성능해석 프로그램

정상상태 프로그램은 고도, 비행 마하수, 대기온도 변화, 가스발생기 로터회전수 변화에 대해 계산을 수행할 수 있으며 비행모드에 따른 성능해석은 다음과 같은 4가지 경우로 나누어 해석을 수행할 수 있다.

- 1) 덕트, 밸브 등을 제외한 주 엔진의 성능계산 (MODE = 0)
- 2) 고정의 상태의 추진시스템 성능계산 (MODE = 1)
- 3) 회전익 상태의 추진시스템 성능계산 (MODE = 2)
- 4) 회전익에서 고정익으로 변환하는 혼합비행 상태 (MODE = 3)

프로그램은 입, 출력 데이터 관리와 최종 유량조합을 수행하는 주 프로그램과 비행조건에 따른 대기상태 계산, 압축기, 연소기, 터빈의 성능 데이터 처리, 각 구성품 성능과 각종 형태의 덕트와 밸브의 성능 계산을 위한 22개의 SUBROUTINE, 공기 특성 계수, 연공비, 엔탈피, 도관 마찰계수 계산을 위한 6개의 FUNCTION으로 구성되어 있다. 보다 정확한 성능계산을 위해 레이놀즈 효과에 따른 보정을 수행하였으며 노즐 목의 면적도 대기 및 비행 조건에 따라 유효면적을 계산하여 적용하였다.

회전의 상태에서는 주 노즐은 완전히 닫히

며 마스터 밸브의 각도가 90°로 완전히 개방되어 모든 공기유량이 팁 제트로 분사된다. 팁 제트 노즐은 기하학적 면적이 정해진 고정 노즐이므로 팁 제트 노즐 목에서의 유량에 따른 면적을 계산하여 기하학적 면적과 일치하도록 조합을 수행하였다. 고정익 상태에서는 마스터 밸브의 각도가 0°로 완전히 닫혀진 상태이며 엔진의 주 노즐은 가변 노즐로 제어된다. 이때 노즐에서는 항상 초크(Chock)가 발생하는 것으로 가정하고 그에 따라 노즐면적이 제어되도록 해석을 수행하였다. 혼합비행 상태에서는 마스터 밸브와 주 노즐이 모두 열려있게 된다. 이때는 마스터 밸브(버터플라이 밸브)의 각도에 따라 팁 제트로 가는 유량을 계산하고 나머지 유량이 주 엔진 노즐로 통과하면서 항상 초크 되도록 목 면적이 제어되는 가정 아래 해석을 수행하였다. 이때 회전익의 팁 제트 노즐을 통해 얻는 추력과 주 엔진 노즐 면적을 통해 얻는 추력의 합을 총 추력으로 계산하였다.

#### 4. 정상상태 성능해석

정상상태 성능해석은 고도, 비행 마하수, 가스발생기 회전수 변화에 따라 4가지 비행모드에 대해 수행하였으며, 추진 시스템의 비행 모드에 따른 해석 알고리즘은 추후 실험을 통한 시험데이터 등과의 비교를 통해 검증되어야 할 것으로 사료된다.

체계에서 제시한 각 비행모드에 따른 운용 영역은 다음과 같다.

Table 2. Operating Range of the Propulsion System

비행모드	고 도 (km)	비행마하수
회전익	0 ~ 2	0.0 ~ 0.1
혼 합	1 ~ 2	0.1 ~ 0.2
고정익	1 ~ 5	0.2 ~ 0.5

##### 4-1. 주 엔진 성능해석 (MODE = 0)

일 조합 및 유량조합 알고리즘 검증을 위해 개발 프로그램(D.P.)을 이용하여 MODE 0의 주 엔진 성능해석 결과와 상용프로그램(C.P.)의 해석 결과를 비교하였으며 그 결과는 Figure 2와 같다.

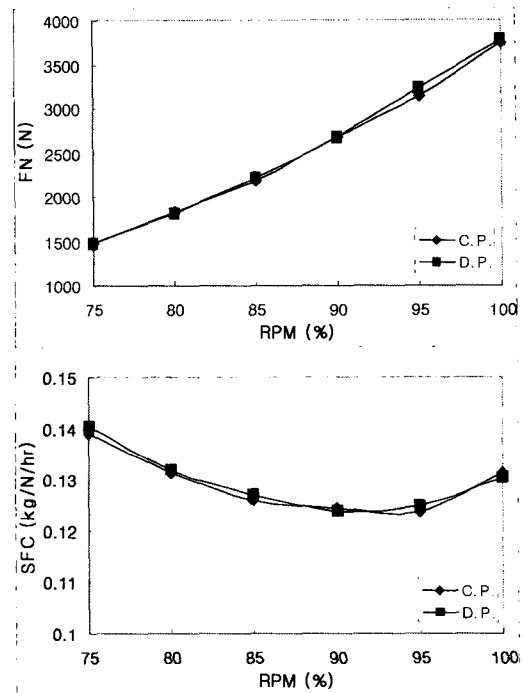


Figure 2. Engine performance on part throttle at static sea level condition

##### 4-2. 비행 모드에 따른 추진시스템의 성능해석 (MODE=1,2,3)

비행조건 변화에 대한 해석은 엔진의 성능 제한을 정하지 않고 수행하였다. 이 때, 마스터 밸브의 각은 고정익 모드에서 0° (MODE 1), 회전익 모드에서 90° (MODE 2), 혼합비행모드에서 45° (MODE 3)로 계산하였다. 고정익 모드에서는 노즐의 면적이 초크되는 조건으로 제어됨에 따라 고도와 비행마하수에 따른 노즐 면적을 계산하였다. 고도, 비행 마하수, 회전수 변화에 따른 해석결과가 Fig. 3에 나와있다. 이 때, 고정익 모드에서 회전익 모드보다 큰

추력이 발생함을 알 수 있었다.

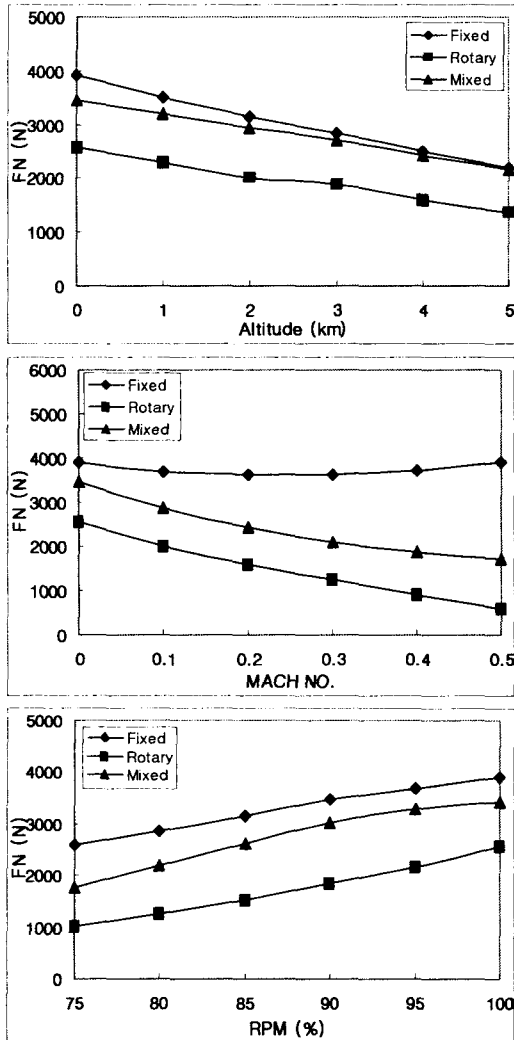


Figure 3. Results of SUAV propulsion system performance analysis at altitude, Mach number and rotational speed variation

### 5. 결 론

이,착륙 시에는 텡 제트를 이용하여 로타를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속비행 시에는 로타를 정지시켜 날개로 사용하고 가스발생기에서 생성된 가스를 주 노즐로 분사하여 추력을 얻는 신개념 추진시스템을 모델링하고 정상상태

성능해석을 수행하였다.

MODE 0의 주 엔진 성능해석 결과와 상용프로그램(C.P.)의 해석 결과를 비교하였으며 성능 경향이 잘 일치함을 알 수 있었다. 각 비행모드별 성능해석은 고정익 모드에서는 노즐의 면적이 초크되는 조건으로 제어됨에 따라 고도와 비행 마하수에 따른 노즐 면적을 계산하였다. 계산 결과를 살펴보면 회전익 모드에서 고정익 모드보다 추력이 적고 비연료 소모율이 큰 경향을 보이고 있으며, 이는 회전익 모드에서는 밸브와 덕트에 의한 손실이 고정익 모드에서보다 크기 때문인 것으로 판단된다.

### 후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

### 참 고 문 헌

1. Tai, Jimmy, C. M., "A Multidisciplinary Design Approach to Size Stopped Rotor/Wing Configurations using Reaction Drive and Circulation Control", Georgia Institute of Technology, Ph.D Thesis, 1998
2. C. D. Kong and S. K. Kim, "Real Time Linear Simulation and Control for The Small Aircraft Turbojet Engine", ASME-97-AA-114, 1997