

신개념 비행체 추진시스템의 정상상태 성능모사 기법 연구

공창덕* · 강명철** · 기자영*** · 양수석**** · 이창호*****

A Study on Steady-State Performance Simulation of Smart UAV Propulsion System

Chang-Duk Kong* · Myoung-Cheol Kang** · Ja-Young Ki*** · Soo-Seok Yang**** · Chang-Ho Lee*****

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 such as rotary wing mode, fixed wing mode, compound wing mode and altitude as well as at flight speed conditions. In investigation of performance analysis, it was noted that the operational capability of the propulsion system was limited due to the duct losses depending on each flight mode, and the limitation with the altitude variation case had much greater than that with the flight speed variation case.

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. 성능해석 결과는 각 비행모드에서 덕트의 손실로 인한 추진 시스템의 운용영역이 제한되는 결과를 보였으며, 비행 마하수 변화에 대한 결과와 비교해 고도의 변화에 대한 해석결과가 더 넓은 영역에서 비행영역을 제한함을 알 수 있었다.

Key Words: Smart UAV(스마트 무인기), Turbojet(터보제트), Performance Simulation(성능모사)

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 로터를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속 비행시에는 로

† 2003년 4월 25일 접수 ~ 2003년 6월 13일 심사완료

* 중신회원, 조선대학교 항공우주학과

** 정회원, 조선대학교 항공우주학과

*** 정회원, 조선대학교 항공우주학과

**** 정회원, 한국항공우주연구원

***** 비회원, 한국항공우주연구원
연락처, E-mail: cdgong@mail.chosun.ac.kr

타를 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 형태의 추진시스템만큼 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.

이러한 새로운 개념의 추진시스템에 대한 연구는 1960년대부터 시작되었다. 1966년 Cohan 등은 터보제트 엔진의 배기구로부터 제공된 로타 추진을 가지고 헬리콥터 비행이 가능함을 보였으며[1], 1968년 Smith는 헬리콥터 비행과 고정익 항공기의 전진비행이 모두 가능한 새로운 개념의 항공기를 제안하였다.[2]

1998년 Tai는 팁제트와 순환제어를 사용하는 정지로터/날개(Stopped Rotor/Wing) 항공기를 위한 추진시스템의 성능해석을 위한 프로그램을 개발하고 팁제트 구동 성능과 순환제어 성능, 정상상태 성능, 덕트 손실계산을 위한 수학적 공식을 제시하였다.[3]

본 연구에서는 스마트 무인기 추진시스템을 모델링하고 이륙시의 호버링 모드, 고정익 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 직선 덕트, 팁제트 노즐을 연결하는 곡선 덕트,

팁제트 노즐, 밸브로 구성된다. 로터 구동에는 터빈을 통과한 가스를 사용하는 고온가스압력 제트사이클(Hot pressure jet cycle)인 경우를 선정하였다.[3] 이륙시에는 주 노즐을 완전히 닫고 고온 고압의 배기가스를 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. Table 1은 추진시스템에 사용된 주 엔진의 지상 표준대기 조건에서의 설계점 성능이다.[4]

Table 1. Performance data for study engine

변 수	성 능
공기유량 (kg/s)	6.22
압축기 압력비	3.83
압축기 효율	0.76
연료유량 (kg/hr)	494.4
터빈 압력비	1.854
터빈 입구 온도 (K)	1269.9
터빈 출구 온도 (K)	1127.2
주 노즐 목면적 (cm ²)	297.4
추력 (N)	3790.1
비연료소모율 (kg/N/hr)	0.1304

이 추진시스템의 개략도는 다음과 같다.

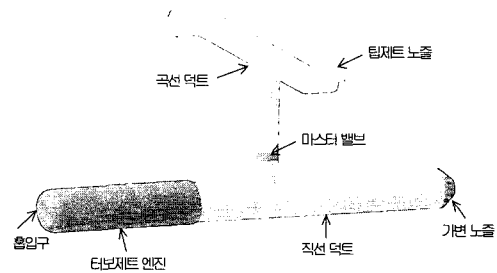


Fig. 1 Layout of the study engine

3. 덕트 시스템 모델링

연구대상 추진시스템에서는 가스발생기로부터 로터와 노즐 사이에 덕트가 포함되며 보다 정확한 성능모사를 위해서는 덕트의 길이와 형상에 따른 손실을 계산하여야 한다. 덕트의 형상은 주노즐로 연결되는 직선 덕트와 로터의 팁제트 노즐로 연결되는 90° 곡선 덕트로 나누어 모델링하였다. 덕트 내의 마찰 손실을 계산하는데 필요한 레이놀즈 수는 다음과 같이 정의한다.

$$R_n = \frac{V}{\sqrt{T}} \times \frac{D \cdot \rho}{\mu} \quad (1)$$

여기에서 μ 는 동점성계수이며 ρ 는 밀도, V 는 속도, D 는 구성품의 출구 직경이다. 덕트 내의 마찰계수는 R_n 의 함수로 난류유동의 경우 다음과 같다.[3]

$$f = \frac{0.0791}{R_n^{0.25}} \quad (3000 < R_n \leq 10,000) \quad (2)$$

$$f = \frac{0.0460}{R_n^{0.2}} \quad (10,000 < R_n \leq 200,000) \quad (3)$$

$$f = 0.0014 + \frac{0.125}{R_n^{0.32}} \quad (200,000 < R_n \leq 3,000,000) \quad (4)$$

3-1. 직선 덕트

Fanno line 이론을 이용한 직선 덕트의 출구에서 전압력 손실을 계산하기 위한 계산과정은 다음과 같다.[3]

1) 덕트 특성 길이와 마하수 관계

$$\frac{fL_{\max}}{D} = \frac{1 - \gamma M^2}{\gamma M^2} + \frac{\gamma + 1}{2\gamma} \ln \frac{(\gamma + 1)M^2}{2(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2)} \quad (5)$$

2) 덕트 출구 조건

$$\left(\frac{fL}{D}\right)_{M_{ent}} = \left(\frac{fL}{D}\right)_{M_{exit}} - \left(\frac{fL}{D}\right)_{geo.} \quad (6)$$

3) 식 (4)로부터 덕트 출구의 유동 마하수 계산

4) 비행 마하수에 따른 압력비

$$\frac{P}{P_s^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{\gamma - 1}{2 + (\gamma - 1)M^2} \right]^{1/2} \quad (7)$$

(*: Mach No. = 1)

5) 덕트 출구 정압력

$$(P_s)_{exit} = (P_s)_{ent} \left[\left(\frac{P_s}{P_s^*}\right)_{exit} \times \left(\frac{P_s^*}{P_s}\right)_{ent} \right] \quad (8)$$

6) 덕트 출구 전압력

$$(P_t)_{exit} = (P_s)_{exit} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{exit}^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (9)$$

3-2. 90° 곡선 덕트

90° 곡선 덕트의 전압력 손실은 다음과 같이 계산할 수 있다.[3]

$$\Delta P_t = K_{90} \times q_{ent} \quad (10)$$

여기에서 q 는 덕트 입구의 동압이며 K_{90} 은 90° 곡선 덕트의 보정계수이다.

$$K_{90} = -0.0167373(r/D)^9 + 0.4402006(r/D)^8 - 3.680925(r/D)^7 + 15.33455(r/D)^6 - 36.91412(r/D)^5 + 54.3209(r/D)^4 - 49.29369(r/D)^3 + 26.62241(r/D)^2 - 7.464826(r/D) + 0.9646493 \quad (11)$$

여기에서 (r/D) 는 90° 곡선 덕트의 반경 비이다.

4. 정상상태 성능해석 프로그램

정상상태 성능해석에서는 질량보존 법칙과 에

너지 보존 법칙이 적용되며 다음과 같은 조건이 만족되도록 프로그래밍 하였다.

- 1) 전 구성품의 유량은 일정해야 한다.
- 2) 압축기와 같은 로터 축으로 연결된 압축기 터빈의 일은 같아야 한다.
- 3) 압축기와 같은 로터축으로 연결된 터빈의 회전수는 같아야 한다.
- 4) 전 구성품의 성능은 구성품 성능도를 따른다.

프로그램은 고도, 비행 마하수, 대기온도 변화, 가스발생기 로터회전수 변화에 대해 계산을 수행할 수 있으며, 보다 정확한 성능계산을 위해 레이놀즈 효과에 따른 보정을 수행하였으며 노즐 목의 면적도 대기 및 비행조건에 따라 유효 면적을 계산하여 적용하였다.

다음은 정상상태 성능해석 프로그램의 순서도를 나타낸다.

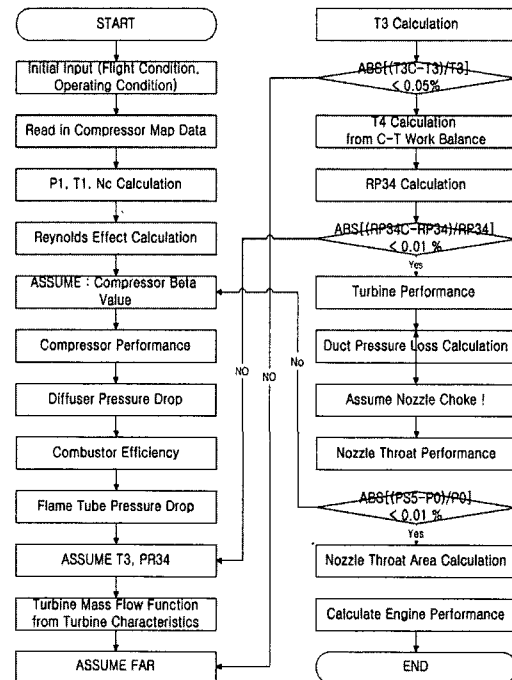


Fig. 2 Flow chart of steady-state performance simulation program

5. 정상상태 성능해석

성능해석은 팁 제트 노즐을 이용한 회전익 모드, 주 엔진 노즐을 이용한 고정익 모드, 팁 제트 노즐과 주 엔진 노즐을 모두 이용하는 혼합 모드로 나누어 해석을 수행하였다. 각 비행모드별 작동영역은 다음과 같다.

Table 2. Operating range of the propulsion system

비행모드	고 도 (km)	비행마하수
회전익	0 ~ 1	0.0 ~ 0.2
혼 합	1	0.2 ~ 0.3
고정익	1 ~ 3	0.3 ~ 0.4

5-1. 회전익 모드

회전익 모드는 가스발생기 회전속도 75% RPM에서 100% RPM, 고도 0에서 3km, 비행마하수 0에서 0.3의 영역에서 해석을 수행하였다. 해석 결과 덕트의 영향으로 주 엔진의 운용 영역이 가스발생기 회전속도 92.5% 이내로 제한됨을 알 수 있었다. 이러한 결과는 덕트손실에 의한 배압등의 변화로 인해 전체 엔진의 유량적합 조건에 제한이 발생하여 작동점이 압축기 서지 라인을 벗어나기 때문이라 판단된다. 해석 결과는 다음과 같다.

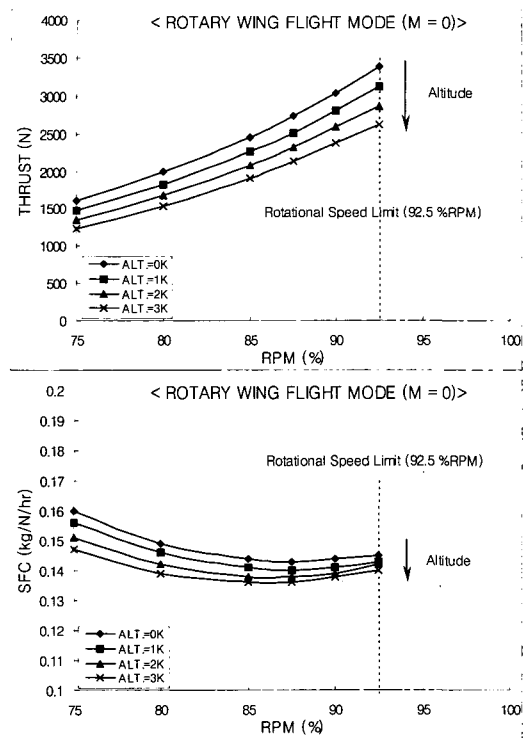


Fig. 3 Engine performance on part throttle and altitude variation in rotary wing mode

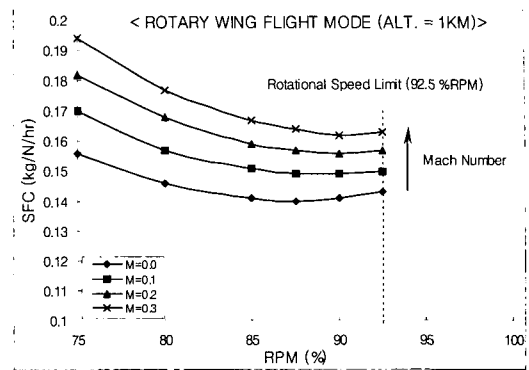
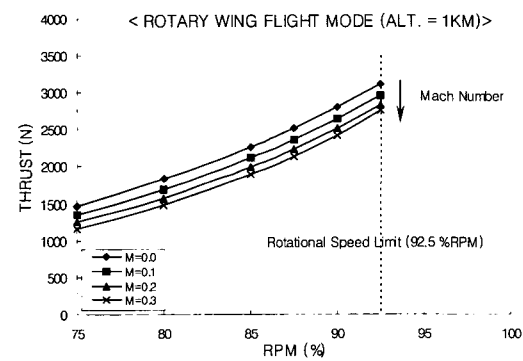


Fig. 4 Engine performance on part throttle and flight speed in rotary wing mode

5-2. 고정익 모드

고정익 모드는 가스발생기 회전속도 75% RPM에서 100% RPM, 고도 1에서 4km, 비행마하수 0에서 0.4의 영역에서 해석을 수행하였다.

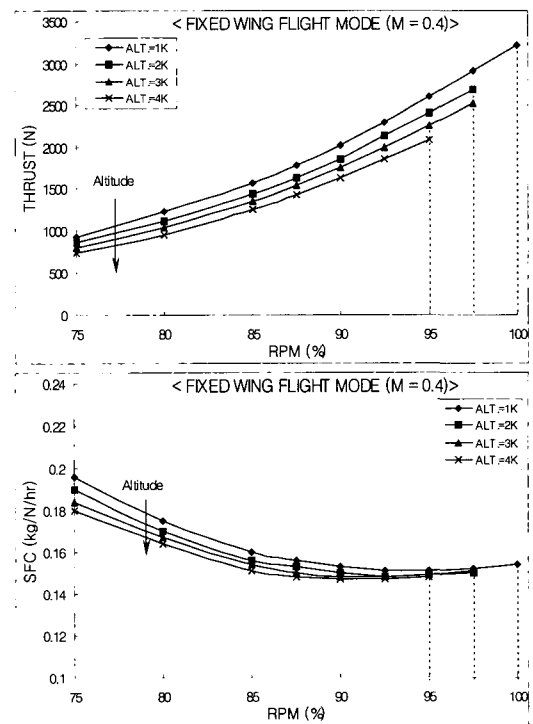


Fig. 5 Engine performance on part throttle and altitude variation in fixed wing mode

해석 결과는 Fig. 5, 6과 같고, 고정익 모드에서의 성능 특성은 비행 마하수 변화에 따른 결과에 비해 고도 변화에 대한 운용 영역이 더 크게 제한됨을 알 수 있었다.

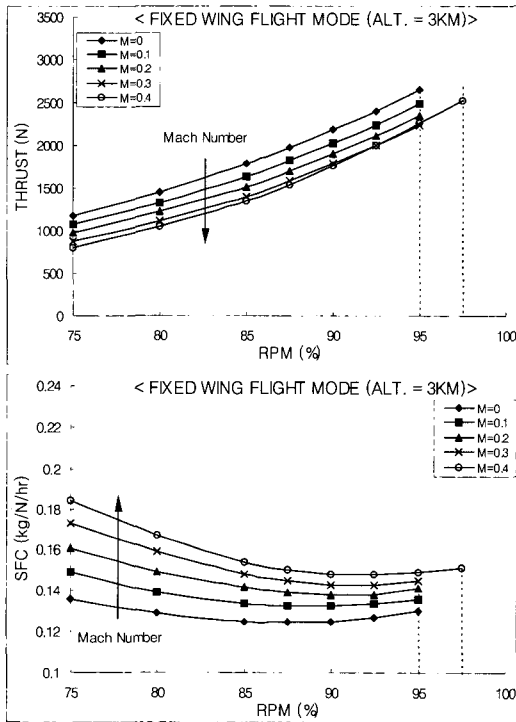


Fig. 6 Engine performance on part throttle and flight speed in fixed wing mode

5-3. 혼합 모드

혼합 모드는 고도 1km에서 가스발생기 회전속도 75% RPM에서 100% RPM, 비행마하수 0.2에서 0.3의 영역에서 해석을 수행하였으며, 직선 덕트와 곡선 덕트로 흐르는 유량의 비를 4:6으로 가정하였다. 해석결과는 Fig.7과 같다.

해석 결과 혼합모드에서는 직선 덕트와 90° 곡선 덕트 모두를 통해 많은 손실이 발생하는 관계로, 가스발생기 회전속도의 제한범위가 80% RPM에서 95% RPM으로 고정익 모드나 회전익 모드보다 운용영역이 훨씬 제한됨을 알 수 있었

다.

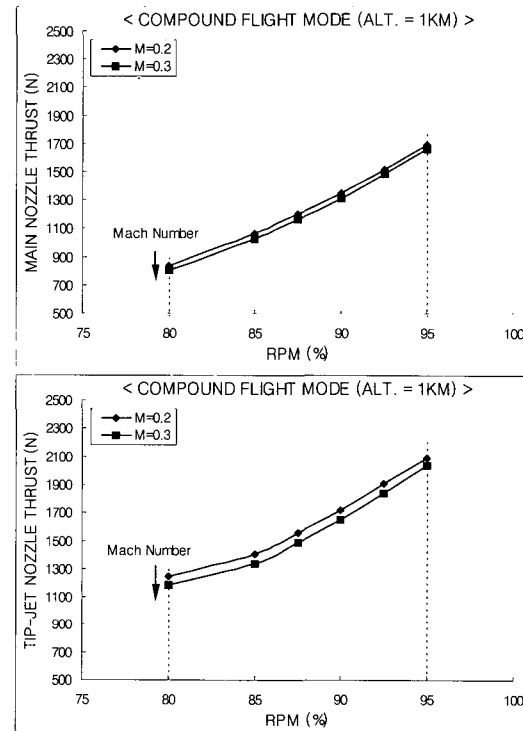


Fig. 7 Engine performance on part throttle and Mach number variation in compound wing mode

6. 결 론

이,착륙시에는 팁 제트를 이용하여 로터를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속 비행시에는 로터를 정지시켜 날개로 사용하고 가스발생기에서 생성된 가스를 주 노즐로 분사하여 추력을 얻는 신개념 추진시스템을 모델링하고 정상상태 성능해석을 수행하였다. 해석을 위한 비행 조건은 팁 제트를 이용하는 회전익 모드, 주 노즐로 배기가스를 분사시켜 추력을 얻는 고정익 모드로 나누어 해석을 수행하였다. 해석 결과 덕트 손실의 영향으로 운용영역이 제한됨을 확인하였다. 이는 덕트손실에 의한 배압등의 변화로 인해 전체 엔진의 유량 적합조건에 제한이 발생하여 작동점이 압축기 서지라인을 벗어나기 때문이라 판단된다. 특히 고도 변화에 대한 해석결과가 비

행 마하수 변화에 비해 운용 영역이 더 크게 제한됨을 알 수 있었다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. Cohan, S., and Hirsh, N.B., XV-9A Hot Cycle Research Aircraft Program, Hughes Tool Company Summary Report, 1996
2. Smith, C.R., Hot Cycle Rotor/Wing Composite Research Aircraft, Hughes Tool Company, Aircraft Division, 1968
3. 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
4. C. D. Kong and S. K. Kim, "Real Time Linear Simulation and Control for The Small Aircraft Turbojet Engine", ASME-97-AA-114, 1997