

# Canard Rotor/Wing 비행체 추진시스템의 회전익 및 천이모드 성능

이창호\*

## Rotary-Wing Mode and Transition Mode Performances of Propulsion System for Canard Rotor/Wing Vehicle

Chang-Ho Lee\*

### Abstract

Performance predictions of the propulsion system were conducted for a 900 kg class Canard Rotor/Wing vehicle. The main components of the propulsion system are turbojet engine, exhaust ducts and nozzles. The internal flow of the duct was considered as one-dimensional, compressible and viscous flow. Adequate governing equations including centrifugal force effect were applied to the analysis of the duct flows. Results such as available power, available thrust, engine throttle, mass flow rates, rotor RPM and cruise nozzle area were presented for rotary-wing mode and transition mode.

### 초 록

이륙중량 900 kg의 CRW 비행체에 맞게 설계한 추진시스템에 대해서 회전익모드 및 천이모드에서의 성능해석을 수행하였다. 추진시스템은 터보제트엔진, 덕트류 및 노즐로 구성된다. 엔진 터빈출구부터 노즐까지의 덕트 내부유동을 1차원 유동으로 가정하여 압축성, 점성유동해석을 하였다. 특히 로터 블레이드내의 유동은 점성효과와 함께 원심력의 효과도 고려하였다. 계산결과로 회전익모드에서 요구동력을 만족시키기 위한 엔진 Throttle 범위와, 천이모드에서 요구동력 및 요구추력을 만족시키기 위한 엔진 Throttle, 유량배분, 로터회전속도, 순항 노즐면적 등을 제시하였다.

키워드 : 카나드 로터/윙(canard rotor/wing), 회전익 모드(rotary-wing mode),  
천이 모드(transition mode), 가용동력(available power), 가용추력(available thrust)

### 1. 서 론

Canard Rotor/Wing(CRW) 비행체는 한 개의

제트엔진으로 수직이착륙과 고속비행을 가능하게 하는 개념으로, 그 추진시스템은 기존의 헬리콥터나 제트비행기의 것과는 매우 다르다[1,2].

\* 체계종합그룹/leech@kari.re.kr

CRW의 추진시스템은 팁제트(Tipjet) 로터 또는 반동구동(Reaction Driven) 로터 방식으로 제트엔진의 배기가스를 로터 구동력으로 사용한다. 엔진의 배기가스는 덕트를 통하여 로터 익단의 노즐에서 분사되어 로터 회전에 필요한 토크를 발생시키기 위한 힘을 만든다. 또한 배기가스를 제트엔진 원래의 배기노즐을 통하여 분사시키면 전진비행에 필요한 추력을 얻을 수 있다. 이때 로터쪽으로는 배기가스의 흐름을 차단하고 로터를 고정시켜 로터를 고정날개로 사용한다. 여기서는 배기가스가 로터를 구동하는 경우를 회전익 추진모드라고 하고, 배기가스가 통상적인 순항노즐로 분사되는 경우를 고정익 추진모드라고 칭한다. 이러한 2가지의 추진모드 사이에는 천이모드가 존재한다. 천이모드는 팁제트 로터에 의한 회전익 모드로 이륙한 후 고정익 모드로 바뀌는 과정으로, 로터와 배기노즐로 배기가스가 적절히 분배되어 원하는 추력이 발생되어야 한다.

본 연구에서는 이륙중량 900kg의 CRW 비행체에 맞게 설계한 추진시스템에 대해서 회전익모드 및 천이모드에서의 성능해석을 수행하였다. 추진시스템은 터보제트엔진, 덕트류 및 노즐로 구성된다. 엔진 터빈출구부터 노즐까지의 덕트 내부유동을 1차원 유동으로 가정하여 압축성, 점성유동해석을 하였다. 특히 로터 블레이드내의 유동은 점성효과와 함께 원심력의 효과도 고려하였다. 계산결과로 회전익모드에서 요구동력을 만족시키기 위한 엔진 Throttle 범위와, 천이모드에서 요구동력 및 요구추력을 만족시키기 위한 엔진 Throttle, 유량배분, 로터회전속도, 순항노즐면적등을 제시하였다.

## 2. 추진성능 계산방법

비행체의 이륙중량이 900kg인 경우에 회전익모드에서 제자리 비행 및 상승비행, 그리고 고정익 모드에서는 500km/h의 순항비행이 가능하도록 설계된 추진시스템의 설계결과를 그림 1에 도시하였다. 여기서 엔진은 지상정지추력 800lbf급의 터보제트엔진이다. 설계된 추진시스템의 특성은 다음과 같다. 첫째 회전익모드에서는 엔진의

전 작동영역 및 로터의 전 회전 범위에서 덕트내에 초킹(Choking)이 발생하지 않아야 한다. 둘째 팁제트 노즐은 수축노즐(Convergent nozzle)로서 목면적(Throat area)은 엔진의 최대 작동점에서 최대추력이 발생하도록 한다. 셋째 순항노즐은 배기가스의 유량에 따라 면적이 바뀌는 가변면적 수축노즐이다.

덕트유동의 계산은 덕트의 형태에 따라 나누어 계산한다. 직선덕트의 경우는 1차원, 일정면적, 압축성, 단열, 난류 점성유동으로 가정하였으며, 블레이드 덕트의 경우는 여기에 회전이 추가된다. 덕트의 길이방향 변수에 따른 Mach수의 관계식은 다음과 같다. 이것은 잘 알려진 Fanno flow에 원심력이 추가된 것이다.

$$\frac{dM}{dr} = \frac{M \left( 1 + \frac{r-1}{2} M^2 \right)}{1 - M^2} \left( \frac{rM^2}{2} \left( \frac{4f}{D} \right) - \frac{\left( 1 + \frac{r-1}{2} M^2 \right)}{RT_t} \Omega^2 r \right) \quad (1)$$

여기서  $D$ 는 덕트의 지름이고  $f$ 는 마찰계수,  $\Omega$ 는 로터 회전속도이다. 식(1)을 적분하면 덕트의 길이방향으로의 Mach수 분포를 계산할 수 있다. 분리덕트 및 굴절덕트의 경우는 참고문헌 3을 참조하여 각도 및 곡률에 따라 다음과 같은 전압력 손실계수를 이용하여 압력손실을 계산한다.

$$K = \frac{p_n - p_e}{p_n - p_1} \quad (2)$$

그 외에 덕트의 면적변화 부분과 수축노즐의 유동은 등엔트로피 관계식, 유량관계식 및 수축노즐유동식[4] 등으로 계산한다.

팁제트에 의한 동력은 다음과 같이 표현된다.

$$P_{TN} = \dot{m} V_e \Omega R \quad (3)$$

한편 블레이드의 회전에 의해 내부 기체는 회전 반대방향으로 Coriolis 힘을 받게 되며, 이때의 동력은 다음과 같다.

$$P_{CO} = \dot{m}(\Omega R)^2 \quad (4)$$

따라서 가용(Available) 동력은 틱제트에 의한 동력에서 Coriolis 동력을 뺀 값이 된다.

$$P_{AV} = P_{TN} - P_{CO} \quad (5)$$

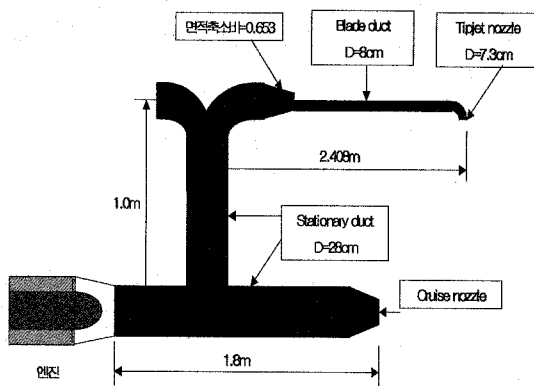


그림 1. CRW 추진장치의 개략도

### 3. Canard Rotor/Wing 추진장치 성능

#### 3.1 요구성능

이륙중량 900 kg의 Canard Rotor/Wing 비행체의 회전의 비행모드에서의 요구동력은 다음과 같다.

- 해면고도, 온도 15 C : 370 HP
- 고도 300 m, 온도 43.3 C : 401 HP

천이 비행모드에서 비행속도에 따른 요구 동력 및 추력은 그림 2와 같다.

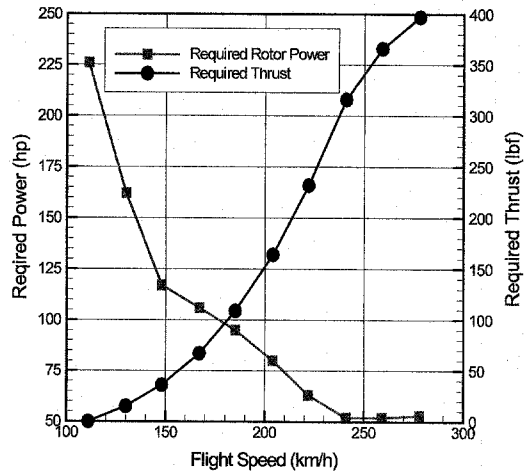


그림 2. 천이 모드에서의 요구동력 및 요구추력

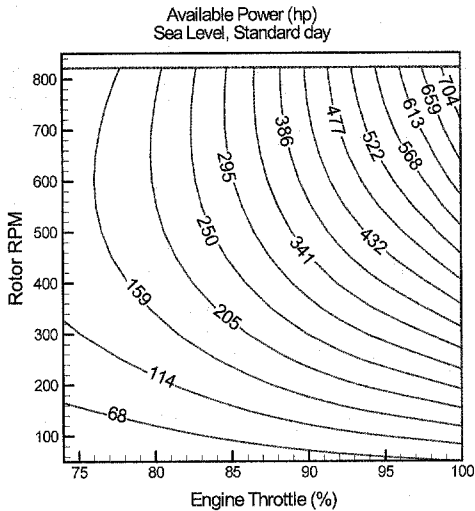
#### 3.2 회전익모드 추진성능

앞에서 기술한 이륙중량 900kg의 비행체가 제자리 비행을 하기 위한 요구동력은 2가지로 나누어진다. 먼저 Standard day, 즉 해면고도 표준 대기에서의 요구동력은 370hp 이며, 다음으로 Hot day 조건(고도 300m, 110F)에서는 401hp 이다. 따라서 가용동력은 이 2가지 조건에서 모두 요구동력을 만족해야 하며 상승비행까지 고려한다면 약 10%의 여유동력을 확보해야 한다. 계산은 엔진 Throttle을 75%부터 100%까지 변화시키며 터빈출구에서의 전온도, 전압력 및 Mach수를 계산하여 덕트의 입구유동조건으로 하고, 로터의 회전속도를 설계 회전속도인 822 RPM까지 증가시키며 하였다. 다음의 그림3은 가용동력의 계산 결과이다. Standard day의 결과를 보면 로터 회전속도가 설계값 822RPM일 때 엔진 Throttle은 약 89%이상에서 요구동력을 만족함을 알 수 있다. Hot day 조건에서는 엔진출력이 저하되어 Throttle을 약 95% 이상으로 높여야 한다. 엔진 Throttle이 낮을때는 오히려 로터 RPM이 설계값 부근에서 동력이 작아지는데 이것은 Coriolis 힘에 의한 동력손실이 커지기 때문이다. Coriolis 동력은 엔진 작동범위 및 로터 회전수에 따라 틱제

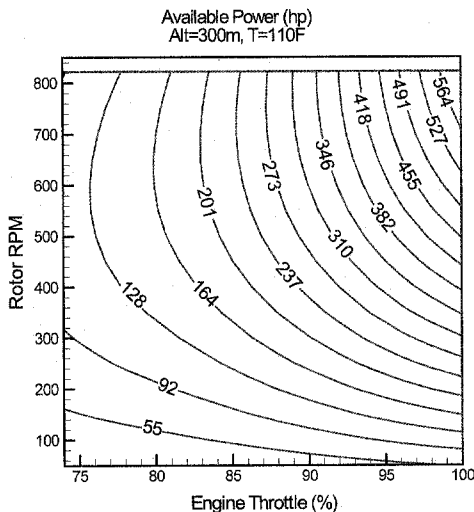
트 동력의 30%-50%를 차지한다. 즉 틱제트 방식의 로터에서는 틱트내부의 마찰에 의한 전압력 손실보다는 Coriolis 힘에 의한 손실이 매우 큼을 알 수 있다.

### 3.3 전이모드 추진성능

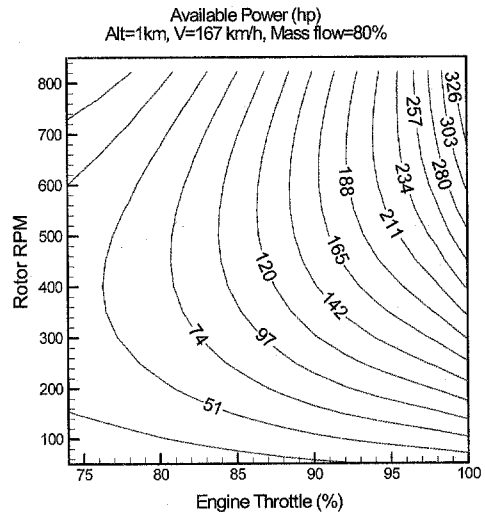
전이모드는 로터구동 동력과 고정의 추력이 같이 필요한 상태로 비행체는 회전익모드에서 전진속도를 증가시키며, 점진적으로 배기가스를 나누어 분사시켜야 한다. 이때 비행체의 속도에 따라 로터와 순항노즐에서 요구되는 동력 및 추력이 발생하도록 배기가스의 유량, 순항노즐면적 및 엔진 Throttle 값을 찾아야 한다. 먼저 그림 4는 비행속도가 167km/h 일 때의 결과이다. 배기가스 유량은 로터쪽으로 80%, 순항노즐로 20%를 보내면 요구동력 및 요구추력은 엔진 Throttle 약 85%에서 만족된다. 이때의 로터 회전속도는 약 500RPM으로 낮추어야 한다. 로터 회전속도가 크면 오히려 가용동력이 감소하는데 이것은 Coriolis 동력으로 인한 손실이 커지기 때문이다. 또한 이때의 순항노즐의 지름은 8.5cm에서 최대추력을 얻을 수 있다. 다음 그림 5는 비행속도가 204km/h 일 때의 결과이다. 이때의 배기가스 유량은 로터로 70%, 순항노즐로 30%로 나누어진다. 엔진 Throttle은 약 90%이면 로터의 요구동력과 순항 요구추력이 만족된다. 그리고 로터의 회전속도는 약 450RPM으로 낮아지고, 순항노즐의 직경은 10.4cm로 커진다.



(a) 표준대기 조건

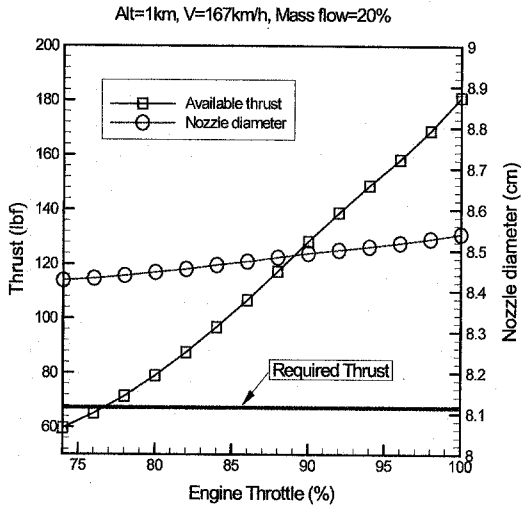


(b) 고온대기 조건

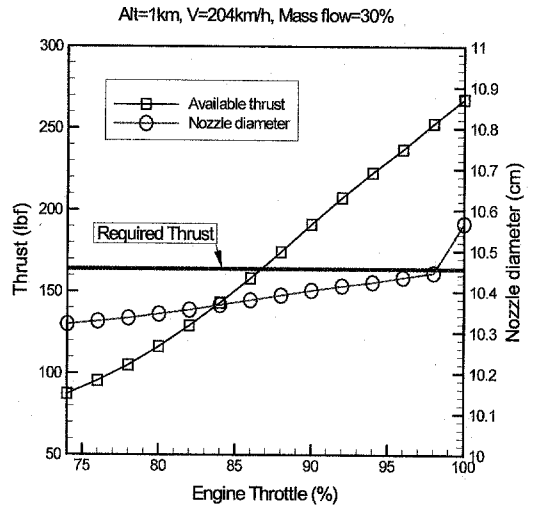


(a) 로터 가용동력 (요구동력 = 106hp)

그림 3. 회전익모드에서의 가용동력



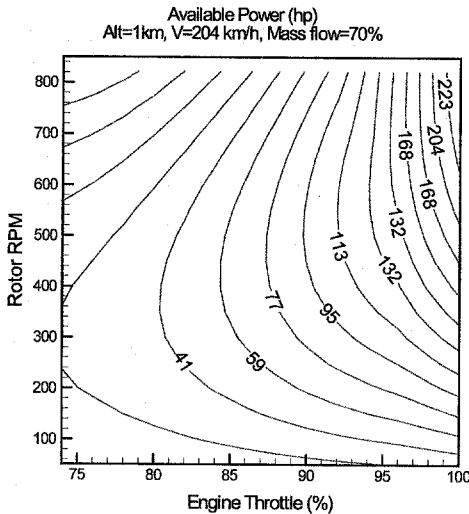
(b) 추력과 노즐면적의 관계



(b) 추력과 노즐면적의 관계

그림 4. 천이모드 추진성능, V=167km/h

그림 5. 천이모드 추진성능, V=204km/h



(a) 로터 가용동력 (요구동력 = 80hp)

## 4. 결 론

이륙중량 900kg의 Canard Rotor/Wing 비행체에 대해 회전모드 및 천이모드에서의 추진시스템 성능해석을 수행하였다. 지상정지추력 800lbf 급의 터보제트엔진을 사용하여 설계된 추진시스템은 엔진의 적정 운용범위에서 요구성능을 만족하였다. 로터의 가용동력은 Coriolis 힘에 의해 최대 50% 까지 손실이 발생하였다. 천이모드에서 로터의 회전속도는 비행속도가 증가하면서 감소하지만 400-500RPM을 유지하여야 하며, 로터의 요구동력이 급격히 감소해도 필요한 유량은 순항 노즐보다 크다.

## 참 고 문 헌

1. Crossley, W.A., and Rutherford, J.W., "Sizing Methodology for Reaction-Driven, Stopped-Rotor Vertical Takeoff and Landing Concepts," J. of Aircraft, Vol. 32, No. 6, 1995, pp. 1367-1374.

2. Tai, J., A Multidisciplinary Design Approach to Size Stopped Rotor/Wing Configurations using Reaction Drive and Circulation Control, Ph. D. Thesis, Georgia Institute of technology, 1998.
3. Miller, D.S., Internal Flow Systems, Gulf Publishing Company, 1990.
4. Saad, M.A., Compressible Fluid Flow, Printice Hall, 1993.