

CRW형식 무인항공기 추진시스템의 밸브 작동을 고려한 비행모드 전환에 따른 천이 성능특성 연구

공창덕* · 박종하** · 양수석***

Transient performance behaviour of the CRW type UAV propulsion system during flight mode transition considering valve operation

Chanduk Kong* · Jong-Ha Park** · Soo-Seok Yang***

ABSTRACT

In order to investigate transient behaviour of the CRW(Canard Rotor Wing) type UAV(Uninhabited Aerial Vehicle) propulsion system during flight mode transition considering flow control valve operation, the propulsion system was modelled using SIMULINK commercial program. For transient simulation of the main engine system, the ICV(Inter-Component Volume) method was applied. The valve system is to control the gas flow of the rotary duct system and the main duct system, and the analysis was performed with an assumption that the total gas mass flow of the main engine is the same as summation of the rotary duct flow and the main duct flow, and with consideration of valve loss, flow rate and effective area in valve angle variation. The performance analysis was carried out during flight mode transitions from the rotary flight mode to the fixed wing flight mode and vice versa mode at altitude of 1Km, flight Mach number 0.1 and maximum engine rpm.

초 록

본 연구는 CRW형식 무인항공기 추진시스템의 밸브 작동을 고려한 비행모드에 따른 천이성능특성을 파악하기 위해 SIMULINK를 이용하여 모델링 하였다. 주 엔진시스템의 천이모사에는 ICV 방법이 적용되었다. 그리고 밸브 시스템은 로터리 덕트와 메인 덕트로 빠져나가는 유량을 제어하는 시스템으로서 밸브를 통해 로터리 덕트로 빠져나가는 유량과 메인 덕트를 빠져나가는 유량이 합은 터빈의 출구 유량과 같다는 가정하에 수행 되었으며, 이때 밸브각 변화에 따른 손실, 유량 및 유효 면적 등이 고려되었다. 성능해석은 비행 천이 영역인 고도 1Km 비행 마하수 0.1에서 엔진최대회전수시 회전익 모드에서 고정익 모드로 변환시의 고정익 모드에서 회전익 모드로 변환 경우들이 수행되었다.

Key Words: Transient Performance(천이성능), Flight Mode Transition(비행모드전환), CRW Type UAV(Canard Rotor Wing 형식 무인항공기), Propulsion System(추진시스템)

* 조선대학교 항공조선공학부
** 조선대학교 대학원 항공우주공학과
*** 한국항공우주연구원 항공추진그룹
연락처, E-mail: k0914@stmail.chosun.ac.kr

CRW형식 무인항공기의 추진시스템은 수직으로 이착륙이 가능하며 이륙 후에는 고정익으로 고속비행을 할 수 있는 개념이다. 이를 위해 추진시스템은 이착륙 시에는 로터를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속 비행 시에는 로터를 정지시켜 날개로 사용하고 가스발생기에서 생성된 가스를 주 노즐로 분사하여 본래의 제트엔진으로 사용한다. 이러한 신개념 비행체의 추진시스템은 크게 이륙시의 회전익모드와 이륙 후 고정익 모드, 두 비행 모드 사이의 천이 비행 모드로 나뉘어 운용된다[1].

이전의 연구에서 ICV(Inter-Component Volume) 방법을 적용하여 주 엔진의 천이성능 모사를 위한 프로그램을 개발하였고 연료유량을 공회전에서부터 최대회전수까지 증가하는 경우의 이륙시의 회전익 모드, 고속 전진 비행을 위한 고정익 모드에 대한 동적 성능해석을 수행하였다[2].
본 연구에서는 스마트 무인기 추진시스템을 SIMULINK를 이용하여 모델링하고 비행모드 천이에 따른 동적 성능해석을 수행하였다

2 추진시스템 모델링

추진시스템은 크게 엔진과 덕트 시스템으로 구성된다. 주 엔진으로 터보제트 엔진을 이용하며 덕트 시스템은 직선 덕트, 곡선 덕트 그리고 블레이드 덕트로 구성된다. 로터 구동에는 터빈을 통과하는 가스를 사용하는 고온가스압력 제트 사이클인 경우를 선정하였다. 이륙시에는 주 노즐을 완전히 닫고 가스발생기에서 생성된 고온 고압의 가스를 로터의 팁 제트 노즐을 통해 분사하여 회전익 모드를 하며 항공기가 일정한 속도에 도달하면 팁 제트 노즐(고정 노즐)로 빠져나가는 유량을 제어하기 위해 덕트의 밸브를 닫고 메인 노즐(가변 노즐)을 통해 가스를 분사하여 본래의 제트 엔진으로 고속 비행한다. Fig. 1은 CRW형식 무인항공기 추진시스템의 개략도이다. Fig. 2는 SIMULINK 전체모델, Fig. 3은 직선/곡선 덕트 서브시스템, Fig. 4는 밸브 서브시

스템 그리고 Fig. 5는 ICV방법 서브시스템이다.

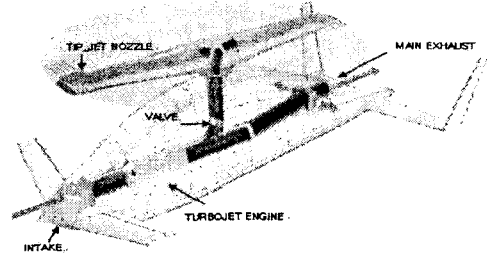


Fig. 1 CRW형식무인기 추진시스템의 개략도

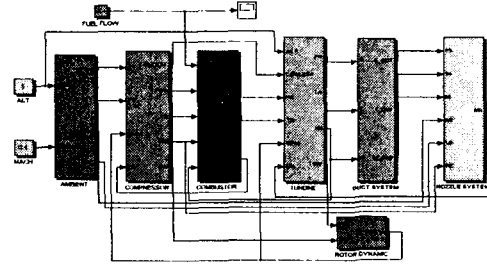


Fig. 2 추진시스템의 SIMULINK모델링

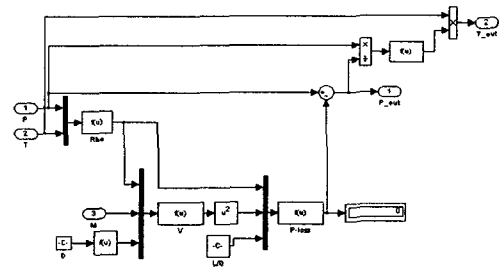


Fig. 3 직선/곡선 덕트 서브시스템 모델

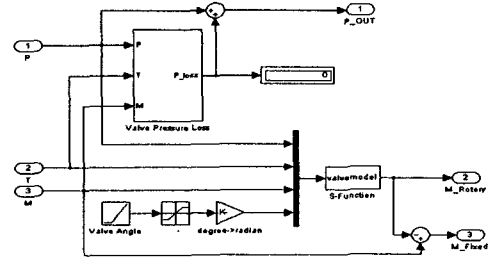


Fig. 4 밸브 서브시스템 모델

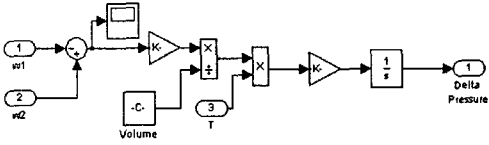


Fig. 5 ICV Method 서브시스템 모델

3. 동적 성능해석

3-1. 덕트 서브시스템

덕트 서브시스템은 크게 로터리 덕트와 메인 덕트로 구성된다. 로터리 덕트는 3개의 직선 덕트, 3개의 곡선 덕트 그리고 밸브로 구성되어 있고 메인 덕트는 2개의 직선 덕트로 구성되어 있다. 하지만 본 논문에서는 로터리 덕트의 복잡성을 최소화하기 위해 3개의 직선 덕트, 2개의 곡선 덕트 그리고 밸브만으로 단순화 하였다. 덕트에서 가장 중요한 인자는 압력 손실인데 이는 덕트의 형상과 길이에 따라 결정된다.

직선 덕트의 경우 압력손실을 계산하는 방법은 다음과 같다[3].

$$\Delta P = 4f \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (1)$$

이 때 마찰계수(f)는 레이놀즈수(R_n)에 의해 결정되어지고 식은 다음과 같다.

$$R_n = \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{V D}{\nu} \quad (2)$$

곡선 덕트의 경우 압력손실을 계산하는 방법은 다음과 같다[4].

$$\Delta P = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(K_{s,c} + 4f \frac{(L_u + L_d)}{D} \right) \quad (3)$$

이 때 $K_{s,c}$ 는 압력손실 계수, L_u 는 upstream tangent length 그리고 L_d 는 downstream tangent length이다.

3-2 밸브 서브시스템

밸브 서브시스템은 로터리 덕트와 메인 덕트로 빠져나가는 유량을 제어하는 서브시스템이다. 이 때 밸브를 통해 로터리 덕트로 빠져나가는 유량과 메인 덕트를 빠져나가는 유량이 합은 터빈의 출구 유량과 같다.

밸브의 압력손실 계수는 다음 식을 이용하여 계산하였다[5].

$$\Delta P = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(C_K + 4f \frac{L_u + L_d}{D} \right) \quad (4)$$

이 때 C_K 는 밸브의 압력손실 계수이다.

밸브를 통과하는 유량은 다음 식을 이용하여 계산하였다[6].

$$w = \frac{0.532 (C_d A)_v (N c_s)}{\sqrt{T}} P \quad (5)$$

이 때 $(C_d A)_v$ 는 밸브의 유효면적, P_1 은 밸브의 upstream 압력, 는 Chester Smith function이고 T 는 유량의 온도이다.

밸브의 유효면적은 다음 식을 이용하여 계산하였다.

$$A_v = \frac{\pi d^2}{4} (1 - \cos \theta) \quad (6)$$

이 때 θ 는 밸브 각이고 D 는 밸브의 직경이다.

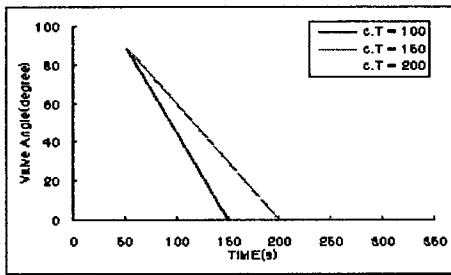
4. 천이 성능 해석

비행 모드 천이는 밸브각의 변화에 의해 일어난다. 밸브의 개념에서 볼 때, 밸브가 닫혀있게 되면 유량은 메인 덕트를 지나 메인 노즐(가변 노즐)을 통해 분사되고 밸브가 열리게 되면 메인 노즐은 닫히게 되고 유량은 로터리 덕트를 지나 팁 제트 노즐(고정 노즐)을 통해 대기중으로 분사된다. 이 때 밸브각의 변화에 따라서 팁 제트 노즐과 메인 노즐로 빠져나가는 유량이 달라지고 이 유량들의 합은 터빈의 출구 유량과 같다. 비행 천이 영역인 고도 1Km 비행 마하수 0.1에서 연료유량 스케줄은 최대회전수로 하였고 회전익 모드에서 고정익 모드로 고정익 모드에서 회전익 모드로 천이시 성능 해석을 수행하였다.

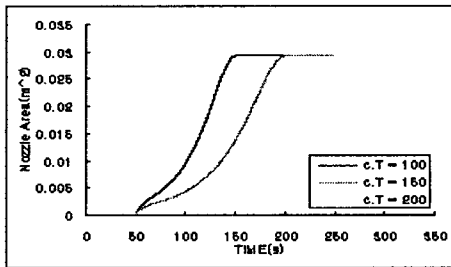
밸브각 변화 시간(100sec, 150sec, 200sec)을 달리 하였다.

4.1. 회전익 모드에서 고정익 모드로 비행 천이 성능해석 결과

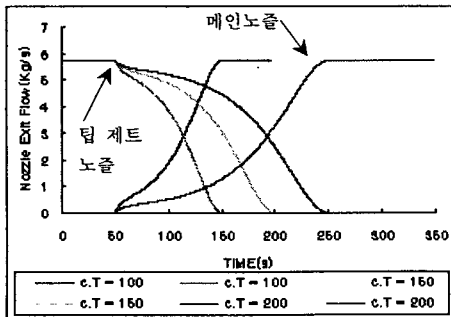
회전익 모드에서 고정익모드로의 비행천이는 밸브각의 변화(90~0°)에 의해 일어난다. 고도 1Km 비행 마하수 0.1인 조건에서 연료유량을 최대회전수로 주었을 경우 밸브각 변화에 대한 회전익 모드에서 고정익 모드로의 천이 비행 성능 해석을 수행하였다.



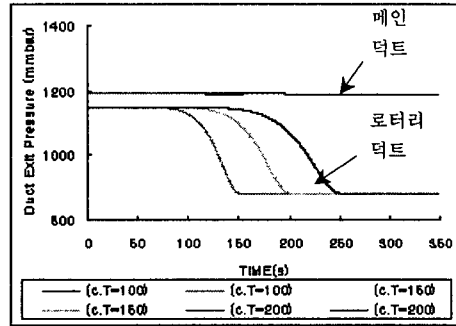
(a) 밸브각의 변화



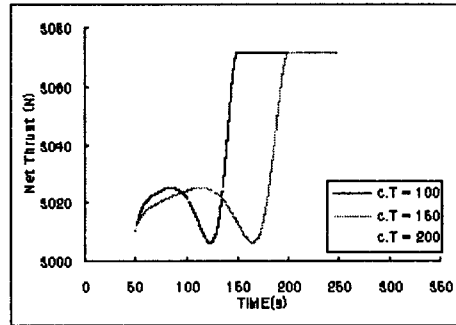
(b) 메인 노즐 면적의 변화



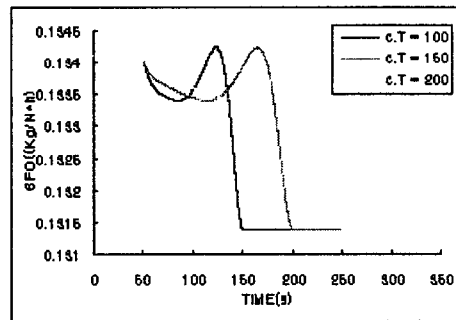
(c) 노즐 출구의 유량



(d) 덕트 출구의 압력



(e) 추력의 변화



(f) 비연료 소모율의 변화

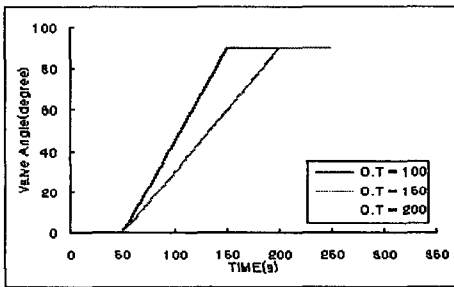
Fig. 6 회전익 모드에서 고정익모드로 비행 천이시 성능해석 결과

성능 해석 결과 밸브가 완전히 열린 상태에서 닫히게 되면 메인 노즐은 닫혀져 있는 상태에서 밸브각 변화에 따라서 서서히 열리게 된다 (b). 이 때 팁제트 노즐로 빠져나가는 유량은 감소하게 되고 메인노즐로 빠져나가는 유량은 증가한다(c). 유량이 감소하게 됨에 따라 로터리 덕트의 압력은 감소하게 되어 대기압까지 떨어지게 되고 메인 덕트의 압력은 덕트 손실에 의해 약간 감소한다(d). 회전익 모드에서 고정익 모드

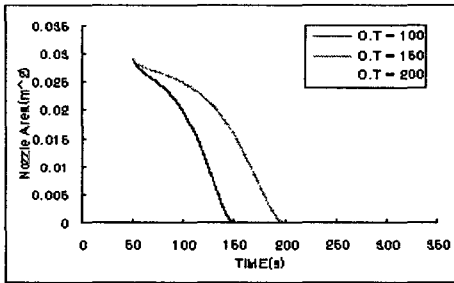
로의 천이 이기 때문에 추력은 증가하는 경향(e)을 보이고 비연료 소모율은 감소하는 경향(f)을 보인다.

4.2 고정익 모드에서 회전익 모드로 비행 천이 성능 해석 결과

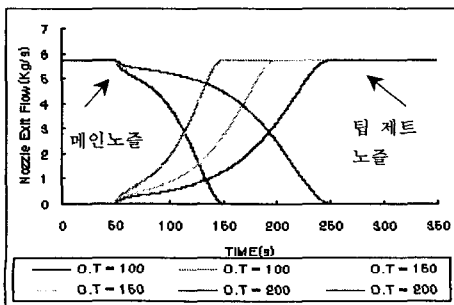
고정익 모드에서 회전익 모드로의 비행 천이는 밸브각의 변화(0~90°)에 의해 일어난다. 고도 1Km 비행 마하수 0.1인 조건에서 연료유량을 최대회전수로 주었을 경우 밸브각 변화에 대한 고정익 모드에서 회전익 모드로의 천이 비행 성능 해석을 수행하였다.



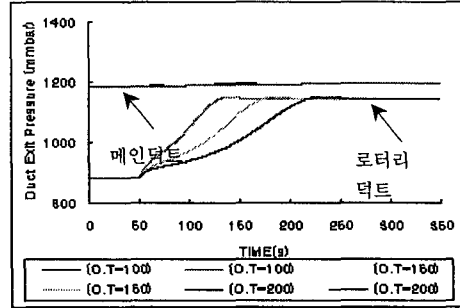
(a) 밸브각의 변화



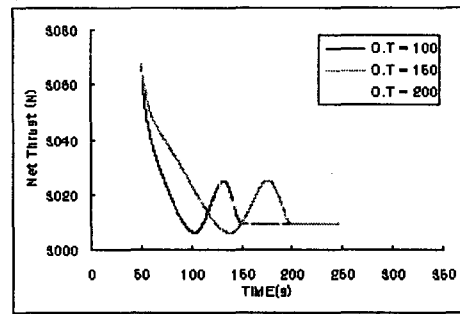
(b) 메인 노즐 면적의 변화



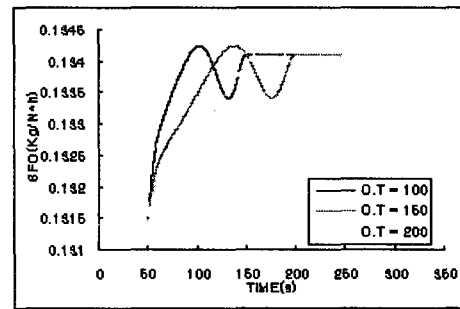
(c) 노즐 출구의 유량



(d) 덕트 출구의 압력



(e) 추력의 변화



(f) 비연료 소모율의 변화

Fig. 7 고정익 모드에서 회전익 모드로 비행 천이시 성능 해석 결과

5. 결론

CRW형식 무인항공기 추진시스템의 비행 천이 성능 해석을 수행하기 위해 SIMULINK를 이용하여 모델링 하였다. 이전의 연구에서 주 엔진, 회전익 모드 그리고 고정익 모드에 대한 성능 해석이 수행되었다. 이에 본 연구에서는 비행 모드 천이에 따른 천이 성능 해석을 수행하였다. 비행 모드 천이는 밸브각의 변화에 의해 일어난

다. 밸브의 개념에서 볼 때, 밸브가 닫혀있게 되면 유량은 메인 덕트를 지나 메인 노즐(가변 노즐)을 통해 분사되고 밸브가 열리게 되면 메인 노즐은 닫히게 되고 유량은 로터리 덕트를 지나 팁 제트 노즐(고정 노즐)을 통해 대기 중으로 분사된다. 이 때 밸브각의 변화에 따라서 팁 제트 노즐과 메인 노즐로 빠져나가는 유량이 달라지고 이 유량들의 합은 터빈의 출구 유량과 같다. 비행 천이 영역인 고도 1Km 비행 마하수 0.1에서 연료유량 스케줄은 최대회전수로 하였고 회전익 모드에서 고정익 모드로 고정익 모드에서 회전익 모드로 천이시 성능 해석을 수행하였다.

성능 해석 결과 회전익 모드에서 고정익 모드로 천이시 메인 노즐은 닫혀져 있는 상태에서 밸브각 변화에 따라서 서서히 열리게 된다. 팁 제트 노즐로 빠져나가는 유량은 감소하게 되고 메인노즐로 빠져나가는 유량은 증가한다. 유량이 감소하게 됨에 따라 로터리 덕트의 압력은 감소하게 되어 대기압까지 떨어지게 되고 메인 덕트의 압력은 덕트 손실에 의해 약간 감소한다. 회전익 모드에서 고정익 모드로의 천이 이기 때문에 추력은 증가하는 경향을 보이고 비연료 소모율은 감소하는 경향을 보인다. 고정익 모드에서 회전익 모드로 천이시 메인 노즐은 열려져 있는 상태에서 밸브각 변화에 따라서 서서히 닫히게 된다. 팁 제트 노즐로 빠져나가는 유량은 증가하게 되고 메인노즐로 빠져나가는 유량은 감소한다. 유량이 감소하게 됨에 따라 로터리 덕트의 압력은 증가하고 메인 덕트의 압력은 거의 일정하게 된다. 고정익 모드에서 회전익 모드로의 천

이 이기 때문에 추력은 감소하는 경향을 보이고 비연료 소모율은 증가하는 경향을 보였다.

참고문헌

1. Tai, Jimmy, C. M., 1998, "A Multidisciplinary Design Approach to Size Stopped Rotor/Wing Configurations using Reaction Drive and Circulation Control", Georgia Institute of Technology, Ph.D Thesis
2. 공창덕 외 1, "SIMULINK를 이용한 CRW type UAV 추진시스템의 동적 성능 모사에 관한 연구", 한국추진공학회지, 2005
3. ESDU, 1966, "Friction Losses for Fully-developed Flow in Straight Pipes", Engineering Sciences Data Item No.66027
4. ESDU, 1977, "Pressure Losses in Curved Ducts: Single Bends", Engineering Sciences Data Item No.83037
5. ESDU, "Pressure Losses in Valves", Engineering Sciences Data Item No.69022, 1969.
6. The Boeing Company, 2000, "EASY5: Environmental Control System Library User Guide"
7. Math Works, 1997, "SIMULINK: Dynamic System Simulation for MATLAB, Ver.2", The Math Works, Inc., USA