

정지 비행 시 틸트 로터에서 발생하는 소음 예측 Noise Prediction of Hovering Tilt Rotor

김규영¹.이성규².이덕주³.홍석호⁴.최종수⁵

Kyu Young Kim, Seong kyu Lee, Duck Joo Lee, Suk-Ho Hong and Jong-Soo Choi

Key Words : Tilt Rotor(틸트 로터), Free Wake(자유 후류법), Tonal Noise(분절 소음)

ABSTRACT

Tilt rotor aircraft was developed for satisfying VSTOL (vertical short take off and landing) capability and cruise performance. However the noise generated by tilt rotor system causes one of the most serious problems. In this paper, noise characteristics of tilt rotor system in hovering flight are predicted by using free wake method and Lowson's formula. The flow field of the tilt rotor is simulated by using time marching free wake method, and the free field acoustic pressure is calculated through Lowson's formula. The predicted results are compared with experimental data at various observing positions. In the near field, they show good agreement with experimental data regardless of rotating speed and collective pitch angles of 6, 8 and 10 degree, although there are some discrepancies between prediction and experiment in the far field and at the rotating axis in the near field. It seems that the reason of these discrepancies is difference of unsteady force fluctuation between experiment and calculation.

1. 서론

틸트 로터 항공기는 헬리콥터의 장점인 수직이착륙 기능은 유지 하면서, 헬리콥터의 단점인 순항 성능을 높이기 위하여 개발된 항공기로 주 날개 끝에 figure 1 과 같이 회전하는 로터를 가진 항공기를 의미한다. 이와 같이 틸트 로터 항공기의 로터는 단일 형상의 로터가 두 가지의 비행모드에서 운용되어야 하므로 틸트 로터 항공기의 로터를 통상적으로 프로프로터 (Prop-rotor)라 칭하며, 헬리콥터에 사용되는 로터보다는 작고, 프로펠러 항공기에 사용되는 것보다는 큰 직경을 가진다. 헬리콥터 로터의 경우에 비해 날개의 가로 세로 비가 작아, 날개면 하중 (disk loading)이 크고 회전수가 높아져야 하는 특성 때문에 로터에서 발생하는 공기역학적 소음이 큰 문제가 되고 있다. 또한 큰 disk loading 으로 인하여 날개 끝 와류의 세기가 헬리콥터의 경우보다 더 크게 발생 함으로써 와류와 날개 사이의 상호작용으로 인하여 발생하는 blade vortex interaction(BVI) 소음 역시 전체 소음에 더 심각한 영향을 미치는 것으로 알려져 있다. 전진비행 시에는 로터의 회전축이 진행 방향과 동일한 방향으로 변환됨에 따라 날개 끝 후류와 로터 회전면과의 사이의 거리는 멀어 지

고 BVI 소음은 작아진다. 그러나 figure 1 과 같이 로터의 후류 속에 주 날개가 위치하여 로터의 회전하는 주파수에서 이들 날개에 비정상 하중이 인가되어 비행체에 진동 및 소음 문제가 발생된다. 따라서 이러한 문제를 이해하기 위해서 본 연구에서는 앞서 언급한 것과 같이 틸트 로터에서 발생하는 복잡한 소음 특성을 파악하기 위한 선행 연구로서 정지 비행하는 tilt rotor 에서 발생하는 소음을 예측하고 그 결과를 실험과 비교하여 향후 상승, 전진 비행 등 다양한 비행 조건에 대한 소음 예측 기법의 타당성을 검증하였다.

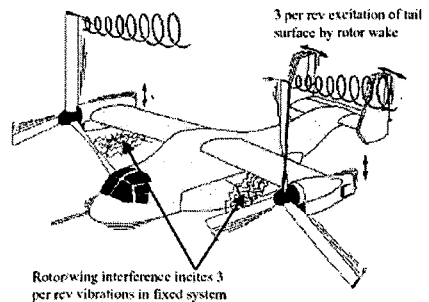


Fig. 1 Noise and aerodynamic characteristics of tilt rotor

2. 해석 방법

틸트 로터 축소 모형의 유동장 해석은 참고 문헌 (1)에서 제시된 시간적분 자유 후류법을 사용하였으며, 소음장 해석은 참고문헌 (2)에 제시된 Lowson 방법을 적용 하였다.

¹ 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

E-mail : wave@kaist.ac.kr

Tel : (042) 869-5755, Fax : (042) 869-3710

² Graduate Research Assistant, Pennsylvania State University

University

³ 한국과학기술원 항공우주공학과

⁴ 충남대학교 항공우주공학과 대학원

⁵ 충남대학교 항공우주공학과

2.1 유동해석 방법: 시간적분 자유 후류법(time marching free wake method)

임의 형상의 삼차원 물체 주위의 유동을 물체의 경계와 후류 영역을 제외한 전체 영역에서 비압축성, 비회전, 비점성이라고 가정하면 유동은 Laplace 방정식을 만족하는 포텐셜 유동이고, 속도 포텐셜을 Φ 라 할 때 다음과 같이 표현된다.

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (1)$$

$$\vec{v} = \nabla \Phi \quad (2)$$

그리고 경계조건을 수식으로 표현하기 위해 속도 포텐셜을 Φ 라하고 물체 고정 좌표 계에 대해서 식을 나타내면 다음과 같다.

$$(\nabla \Phi - \vec{V}_0 - \vec{\Omega} \times \vec{r} - \vec{V}_r) \cdot \vec{n} = 0 \quad (3)$$

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \Phi = 0 \quad (4)$$

순간 전체 유동장으로 전파된다. 그러므로 매 시간 간격마다 변화된 경계 조건으로 식(3)을 풀면 된다. 식(1)을 Green의 상반정리(Green's reciprocal theorem)를 이용하여 적분하면 용출(source)의 세기 σ 와 중첩(doublet)의 세기 μ 의 합으로 속도 포텐셜의 값을 나타낼 수 있다. 물체 표면의 한 지점에서 거리 r 만큼 떨어진 위치 P 점에서의 유동은 다음 식에 의해서 지배 받는다.

$$\Phi(\vec{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{\text{body+wake}} \mu(s, t) \vec{n} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) ds + \frac{1}{4\pi} \int_{\text{body}} \sigma(s, t) \left(\frac{1}{r} \right) ds \quad (5)$$

이 용출(source)과 중첩(doublet)의 분포에 의한 속도 장은 속도 포텐셜의 미분으로 계산한다.

두께가 얇은 블레이드는 두께를 고려하지 않고 블레이드의 형상을 대표하는 면에 특이 값을 분포 시킴으로써 해석이 가능하다. 이러한 해석은 해의 정확도를 높일 수 있을 뿐만 아니라 계산 시간을 크게 절약하는 장점을 갖는다. 식(5)를 미분한 식에서 용출(source)을 분포 시키지 않고 중첩(doublet)만을 분포시킨 후 이 식을 공간에 대해 미분함으로써 속도 장을 계산할 수 있고 물체의 경계조건 식(3)을 적용한다. 여기서 근사화된 블레이드 면에 분포하는 중첩(doublet)은 같은 크기의 순환(circulation) 강도 Γ 를 갖는 와격자로 바꿀 수 있고, 이러한 방법을 와류 격자법(vortex lattice method)이라고 하는데, 그 유도 속도는 Biot-Savart 법칙을 이용하여 구할 수 있게 된다. 본 연구에서는 외선 부근에서 무한대의 유도 속도가 계산되는 것을 피하기 위하여 Scully의 와류

모델을 적용한다.

블레이드 표면의 미지의 순환강도를 선형방정식으로 나타내면,

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1j} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2j} \\ \cdots & \cdots & \ddots & \cdots \\ a_{i1} & a_{i2} & \cdots & a_{ij} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_j \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$a_{ij} = (\vec{u}, \vec{v}, \vec{w})_{ij} \cdot \vec{n}_i$$

$$\text{여기서 } R_i = (\vec{V}(t) - \vec{V}_w) \cdot \vec{n}_i$$

$$i, j = 1, 2, \dots, n$$

$(\vec{u}, \vec{v}, \vec{w})_{ij}$ 는 j 번째 와격자에 의해서 i 번째 와격자의 조절 점에 유도되는 속도 성분이고, \vec{n}_i 는 i 번째 와격자의 수직벡터 성분이며, $\vec{V}(t)$ 는 물체 고정 좌표 계에 대한 블레이드 운동속도와 자유흐름에 의한 속도의 제어 점에서의 속도 성분이고, \vec{V}_w 는 물체 고정 좌표 계에 대한 후류의 영향으로 발생하는 제어 점에서의 속도이다.

블레이드의 공기력은 비정상 Bernoulli 방정식을 이용하여 구한다. 블레이드 윗면과 아랫면의 압력 차이는 다음과 같다.

$$\Delta P_{ij} = \rho \left\{ (\vec{V}(t) + \vec{V}_w) \cdot \vec{\tau}_i \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}}{\Delta c_{ij}} + (\vec{V}(t) + \vec{V}_w) \cdot \vec{\tau}_j \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i,j-1}}{\Delta b_{ij}} + \frac{\partial \Gamma_{ij}}{\partial t} \right\} \quad (7)$$

여기서 하 첨자 i는 코드 방향, j는 스패 방향을 가리키며, Δc_{ij} 는 코드 방향 길이, Δb_{ij} 는 스패 방향의 길이를 나타낸다. 따라서 이 와격자에 의하여 블레이드 몸체에 작용하는 하중은 다음과 같이 된다.

$$\Delta \vec{f} = -(\Delta p \Delta s)_{ij} \vec{n}_{ij} \quad (8)$$

여기서 Δs 는 와격자의 넓이이다. 이식으로부터 틸트 로터의 추력 및 유도 항력 등을 얻을 수 있으며, 얻어진 시간에 따른 각 요소에서의 힘의 변화는 소음 계산을 위한 입력 값으로 사용된다.

2.2 소음 해석 방법: Lowson's acoustic analogy

회전하는 프로펠러(prop-rotor)가 유체에 미치는 힘은 관찰자에게 소리로 전파된다. 이 때 블레이드 면(blade surface)에 분포된(distributed) 힘들을 각 요소(element)마다 분포된 점하중

(point force)으로 이산화(discretization)함으로써 Lowson 에 의해 유도된, 회전하고 있는 point force 에 의한 소음식을 이용하여 음장을 계산할 수 있다.

Lighthill 에 의해 수립된 음향학적 상사법칙에 따라, 압력변동을 변수로 하는 아래와 같은 파동 방정식이 얻어진다.

$$\frac{\partial^2 p'}{\partial x_i^2} - \frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = -\frac{1}{a_0^2} \left(\frac{\partial Q}{\partial t} - \frac{\partial F_i}{\partial x_i} + \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \right) \quad (9)$$

좌변은 정지상태의 균일한 매질 내에서의 소리 전파를 나타내는 방정식이며, 우변은 유체 내에 존재하는 다양한 형태의 음원이 공간 내에 존재함을 나타내는 식이다. 우변의 첫 번째 항은 두께가 있는 물체의 운동으로 인한 매질의 부피변동에 의한 단극자 음원을 나타내며, 두 번째 항은 유체에 작용하는 힘에 의해 전파되는 소음을 나타내는 이극 소음 원이며, 마지막으로 세 번째 항은 난류에 의한 사극원 전파소음을 표현하는 Lighthill stress tensor 를 나타낸다. 미분연산자와 물리량의 밑 첨자는 tensor 의 index 로 표현되어 있으며 1,2,3 에 대응하는 좌표는 각각 절대좌표계 x, y, z 를 나타낸다. 위와 같이, 우변에 source 를 갖고 있는 파동방정식의 해는 아래와 같은 형태의 적분식으로 표현되며 여기서 g 는 임의의 source 항을 의미한다.

$$p' = \frac{1}{4\pi} \int \left[\frac{g}{r} \right] dv(y) \quad (10)$$

각괄호 []는 괄호내의 값들이 관찰자가 듣게 되는 각각의 음원 방출시각(retarded time)에서 계산되었음을 의미한다. 따라서 관찰자의 습득시간(observer time)을 t, 음원 방출시각을 t', t'에서의 음원과 관찰자 사이의 거리를 r, 음속을 c 라 하면 t' = t - r/c 라는 관계가 성립함을 알 수 있다

$$g = -\frac{\partial F_i}{\partial y_i} \quad (11)$$

회전하는 물체표면에 분포된 힘에 의한 음원 항은 위와 같이 나타낼 수 있으므로, (10)식을 이용하면 아래와 같은 하중소음식을 얻게 된다.

$$p' = -\frac{1}{4\pi} \int \left[\frac{1}{r} \frac{\partial F_i}{\partial y_i} \right] dv(y) \quad (12)$$

1965 Lowson 은 위의 식에 나타난 부피적분을 음원을 포함하고 있는 닫힌 표면 위의 정보를 통해 계산할 수 있는 면적분식으로 나타내었으며, 상세한 유도는 참고 문헌 (2)에 잘 나타나 있다

므로 그 과정을 생략하고, 계산에 유용한 최종 적분 식을 아래에 나타내면 다음과 같다. 아래의 식은 관찰자의 위치가 근거리나 원거리에 관계없이 모두 적용할 수 있으며 하중소음에 관련된 식이다

$$4\pi p' = \left[\frac{1}{a_0 r (1-M_r)^2} \left(\dot{F}_r + \frac{F_r M_r}{(1-M_r)} \right) + \frac{1}{r^2 (1-M_r)^2} \left(F_r \frac{(1-M^2)}{(1-M_r)} - F_i M_i \right) \right] \quad (13)$$

여기에서 각괄호 []는 앞서 언급된 retarded time에서의 값을 의미하며 method of collapsing sphere 를 이용하여 소리의 전달시간을 구함으로써 얻을 수 있다. 식에 나타난 상수 및 변수 그리고 축약화된 정의들은 다음과 같다

a_0 : speed of sound

F_i : each component of force

M_i : each component of mach number

$$r = \sqrt{(x_1 - y_1)^2 + (x_2 - y_2)^2 + (x_3 - y_3)^2}$$

$$x_i - y_i \equiv r_i, \quad \frac{x_i - y_i}{r} \equiv \hat{r}_i \quad \text{for } i=1,2,3$$

$$\frac{\partial r}{\partial y_i} = -\frac{x_i - y_i}{r} = -\hat{r}_i, \quad \frac{\partial}{\partial y_i} \left(\frac{1}{r} \right) = \frac{x_i - y_i}{r^2} \frac{1}{r^2} = \frac{\hat{r}_i}{r^2}$$

$$F_r = \hat{r}_i F_i, \quad \dot{F}_r = \hat{r}_i \dot{F}_i, \quad M_r = \hat{r}_i M_i, \quad \dot{M}_r = \hat{r}_i \dot{M}_i$$

3. 해석 결과

본 연구의 해석에 사용된 모델은 스마트 무인기 S2 블레이드의 축소 모델로 실험 값과 비교하기 위하여 충남대에서 제작하여 실험한 형상에 대하여 해석을 수행하였다. 블레이드 제원 및 형상은 참고 문헌(3)에 자세히 나와 있으며, 제작된 축소 모델의 직경은 0.716 m 이고, 소음 측정은 figure 2에 도시하였다.

3.1 유동 해석 결과

시간 적분 자유후류 방법을 사용하여 1600, 1800, 2000 RPM 각각에 대하여 collective pitch angle 이 6, 8, 10 도인 프롭 로터의 유동장을 해석하였다. Figure 3은 자유후류 법을 이용하여 계산한 로터 표면의 후류 및 추력 분포이다. 해석 결과 중 추력의 회전에 따른 변화를 살펴 보면, 첫 1회전에서는 증가하다가 감소하는 초기의 천이영역을 제외하면, 회전 수에 큰 변화 없이 일정한 추력 값을 갖는 것을 알 수 있다. 즉 계산에 사용된 이상적인 모델의 프롭 로터는 collective

6~10 도 영역에서 시간에 따른 추력의 변화가 거의 없음을 해석 결과를 통해서 알 수 있었다.

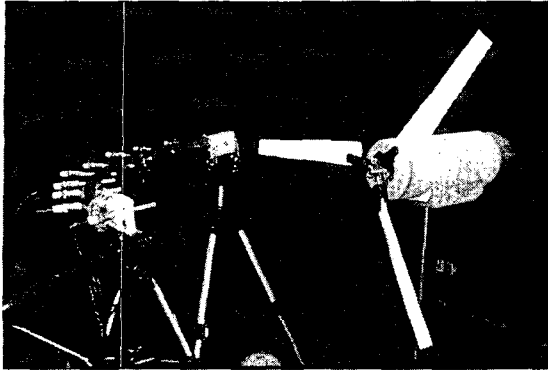
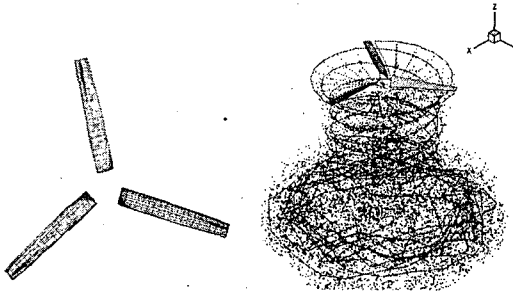
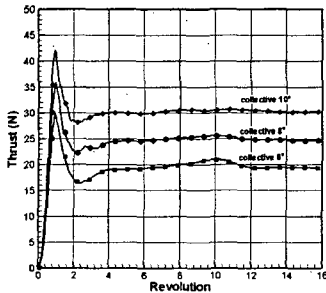


Fig. 2 Prop rotor test model



(a) Prop-rotor and wake geometry(collective 10°)



(b) Total thrust with revolution

Fig. 3 Flow calculation results

3.2 소음 해석 결과

Lowson의 소음 해석 기법을 이용하여 모형 킬트 로터에서 발생하는 분절 소음을 예측 하였다. Figure 4는 2000RPM, collective 10도 측정 점은 허브 중심으로부터 0.5m($r/D=0.7$) 떨어진 near field에 해당하는 spectrum을 실험 값과 비교한 것이다. Figure 5는 동일한 회전 수 및 collective에서 측정 점이 1.5m($r/D=2.1$)인 지

점에서 값을 비교한 그래프이다.

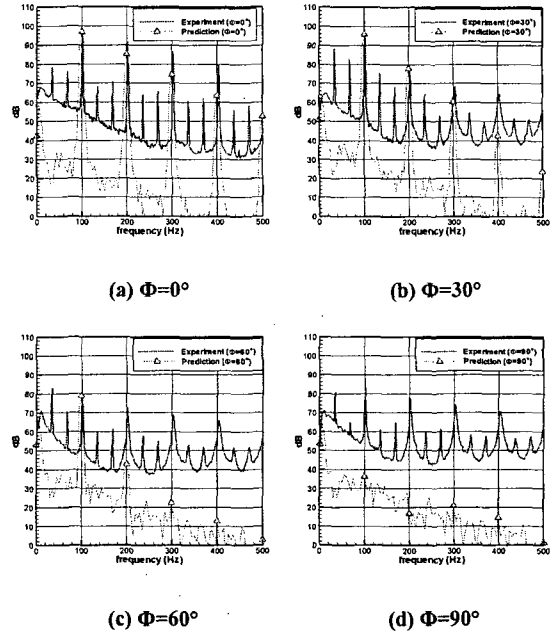


Fig. 4 Near field noise prediction results

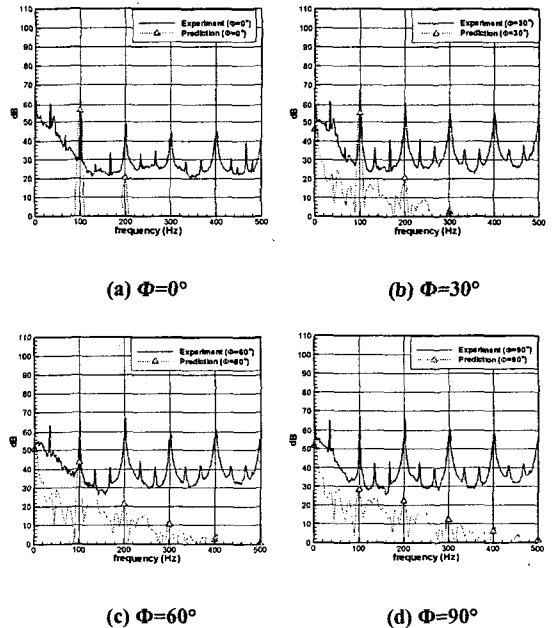


Fig. 5 Far field noise prediction results

여기서 Φ 는 로터 회전면으로부터의 각도를 의미하고, 0도는 회전면을 90도는 회전축에서 측정 한 값이 된다.

해석 결과를 살펴 보면, near field의 경우에는

비록 90 도 근방에서 예측 값과 실험 값의 차이가 발생 하였지만 0 도부터 60 도까지 전체적으로 예측한 값과 실험 값이 잘 일치 하였다. Far field 소음의 경우에는 Φ 값이 커질수록 오차 가 크게 발생하였고, 전체적으로 near field 에 비해 예측 결과와 실험 값과의 차이가 크게 발생하였다. 또한, 측정에서는 근거리와 원거리 모두에서 BPF 성분 사이에 RPS(Revolution Per Second)에 해당하는 부분에서 분절 소음이 발생하였으나 예측 결과에는 이러한 부분이 나타나지 않았다.

먼저 near field 에서는 실험과 예측이 잘 맞는 데 반해서 far field 에서 잘 안 맞는 원인을 살펴 보기 위해서 Lowson 에 의해서 유도된 방정식 (13)을 살펴 보면 acoustic pressure 는 힘의 공간에 대한 변화 F_r 은 $1/r^2$ 에 비례하는데 반해, 힘의 시간에 대한 미분식인 \dot{F} 는 $1/r$ 에 비례하는 것을 알 수 있다. 즉 시간에 대한 변화를 의미하는 \dot{F} (비정상 하중)는 r 이 커지더라도 상대적으로 큰 값을 가지게 되는 데 비해서 정상 하중 F_r 는 측정 점이 멀어질수록 r^2 에 반비례 하여 감소 하게 된다. 즉 근거리 소음은 주로 정상 하중에 의하여 지배를 받게 되고, 원거리 소음은 비정상 하중이 보다 큰 역할을 하는 것으로 생각할 수 있다. 따라서, figure 3-(b)에서 보는 것과 같이 정상 하중이 주된 소음 원으로 작용 하는 예측 값은 근거리에서는 실험 값과 잘 일치하고, 비정상 하중이 중요한 역할을 하는 원거리에서는 실험 값과 많은 편차를 보이는 것으로 설명할 수 있다.

따라서, 실험에 사용된 틸트 로터 모델은 정상 및 비정상 하중에 의해서 소음이 발생하는 데 반해서, 이상적인 모델을 사용하는 수치 해석에서는 정상 하중만이 소음을 만들어 내는 것으로 예상할 수 있다.

BPF 성분 사이에 RPS(Revolution Per Second)에 해당하는 부분에서 분절 소음의 발생 원인은 참고문헌(4)에서 언급 되었듯이 각각의 블레이드의 loading 이 동일 하지 않아서 발생 하는 것으로 예상된다

4. 결 론

본 논문에서는 스마트 무인기용 틸트 로터의 축소 모형에 대하여 공력 해석을 수행하였고, 공력 해석 결과를 바탕으로 소음을 예측 하였다. 예측된 소음은 충남대에서 실시한 실험 결과와 비교하여, 정상 하중에 의한 소음이 주되게 작용하는 근 거리에서는 실험 값과 잘 일치 하였으며, 비정상 하중이 주되게 작용하는 원거리에서는 많은 편차를 보였다. 이는 실험에 사용된 로터에서 비정상 하중이 발생하는 것으로 예상이 되며, 예측에서는 이러한 부분을 고려 하지 못했기 때문에 차이를 가져오는 것으로 예상된다. 추후 추가적인 연구를 통하여 비정상 하중의 발생 원인을 파악하고, 예측에 고려 한다면 원거리에서도 좋은 결과를 보여줄 것으로 예상된다.

후 기

이 연구(논문)은 고학기술부 지원으로 수행하는 21 세기 프론티어 연구사업(스마트 무인기 기술개발)의 일환으로 수행되었으며 이에 감사 드립니다. 그리고, 연구를 수행하는데 있어 많은 조언을 해준 전원주 선배에게도 감사 드립니다.

참 고 문 헌

- (1) 정기훈, 최한림, 윤용일, 이상현, 이덕주, 2000, "비균일 입류에 의한 팬소음 해석," 추계학술발표회 논문집, 한국소음진동공학회, pp. 106~112.
- (2) M.V. Lowson, 1965, "The sound field for singularities in motion," Proc. R. Soc. London, Ser. A. 286, pp. 559~572
- (3) 최성욱 등, 2004, "TR-S2 프롭로터 공력설계." 스마트 무인기 연구보고서, SUDC-ED-B1-02-035-R0
- (4) S.E. Wright, 1976, "The acoustic spectrum of axial flow machines," J. of sound and vibration vol. 45, pp 165~223