

기동성 비행을 위한 날갯짓 경로의 최적화

최중선* · 김재웅* · 이도형* · 박경진**

* 한양대학교 기계공학과

Optimization of the Flapping Motion for the High Maneuverability Flight

Jung-Sun Choi*, Jae-Woong Kim*, Do-Hyung Lee* and Gyung-Jin Park**

* Dept. of Mechanical Engineering, Hanyang Univ.

(Received February 6, 2012 ; Revised April 3, 2012 ; Accepted April 11, 2012)

Key Words: Flapping(날갯짓), Lift Force(양력), Path Optimization(경로최적화), Thrust Force(추진력), High Maneuverability Flight(기동성 비행)

초록: 본 논문에서는 높은 기동성을 목적으로, 적절한 양력과 추진력이 발생하도록 스트로크 평면의 경사각을 고려하여 경로최적화를 수행한다. 기동성비행은 추진력을 최대화하는 비행, 양력을 최대화하는 비행, 양력과 추진력을 동시에 최대화하는 비행 세 가지로 정의하고 날갯짓운동은 단순한 사인함수로 이루어진 플러징과 피칭운동으로 정의하였다. 경로최적화 과정에서 직교배열표를 이용하여 후보점을 생성하고, 그 후보점에서 2 차원 비정상 유동해석을 하였다. 유동해석 결과를 바탕으로 크리깅방법을 이용하여 근사모델을 생성하였다. 그리고 설계정식화를 정의하고 유전알고리즘을 이용하여 최적화를 수행하였다. 세 가지 목적의 날갯짓 경로의 최적화를 통해 기동성비행을 위한 날갯짓 경로를 제시하였다. 또한 날갯짓 운동으로 인해 생성되는 와류를 분석함으로써 양력과 추진력의 발생원리를 확인하였다.

Abstract: The study considers the high maneuverability flight and path optimization is conducted to investigate the appropriate generation of the lift and thrust considering the angle of the stroke plane. The path optimization problem is defined according to the various purposes of the high maneuverability flight. The flying purposes are to maximize thrust force, lift force and both lift and thrust forces. The flapping motion of the airfoil is made by a combined sinusoidal plunging and pitching motion in each problem. The optimization process is carried out by using well-defined surrogate models. The surrogate model is determined by the results of two-dimensional computational fluid dynamics analysis. The Kriging method is used to make the surrogate model and a genetic algorithm is utilized to optimize the surrogate model. The optimization results show the flapping motions for the high maneuverable flight. The effects on the generation of lift and thrust forces are confirmed by analyzing the vortex.

1. 서 론

날갯짓 초소형비행체(Flapping Wing Micro Air Vehicle)는 날갯짓을 이용하여 비행하며 원격으로 조종되는 소형 무인 비행체이다. 이 비행체는 날갯짓을 통해 추진력과 양력을 동시에 발생시키며 수직 이착륙, 빠른 방향 전환 그리고 협소한 공간에서 정지비행 등이 가능하다. 또한, 고정익이나 회전익 비행체에 비해 작은 크기의 비행체 제작이 가능하며 날갯짓 속도나 경로의 제어를

통해 좀 더 자유로운 비행이 가능하다. 날갯짓 초소형 비행체는 새 또는 곤충과 같이 변화하는 상황이나 환경에 따라 능동적으로 대처하기 위해 적절한 공력성능을 낼 수 있어야 한다. 따라서 새와 곤충의 비행원리를 밝히기 위한 연구들이 이루어졌다. Dickinson 등⁽¹⁾은 초파리의 날갯짓을 모사한 실험을 통해 공력특성에 큰 영향을 주는 메커니즘으로 실속지연(delayed stall), 회전에 의한 순환(rotational circulation), 후류포획(wake capture)을 제안하였다. Wang 등⁽²⁾은 수평면에서 날갯짓하는 광대파리와 기울어진 스트로크 평면에서 날갯짓하는 잠자리의 공력특성을 연구하였고 스트로크 평면의 경사각이 약 60 도에서 우수한 공력성능을 보인다는 것을 확인하였다. Lee 등⁽³⁾은 기울어진

† Corresponding Author, gjpark@hanyang.ac.kr
© 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

스트로크 평면에서 날갯짓하는 검정파리의 날갯짓 운동에 의한 수치 시뮬레이션을 통해 기울어진 스트로크 평면에서의 날갯짓이 기동성에 있어 유리함을 확인하였다. 이러한 연구를 통해 날갯짓 경로에 의해 공력성능이 결정되는 것을 확인하였다.

최적의 날갯짓 경로를 결정하기 위해 새와 곤충의 날갯짓 경로를 모방하거나 단순화하여 경로를 함수로 정의하고 최적화 방법을 통해 우수한 공력 성능을 얻고자 하였다. 2005년에 Tuncer와 Kaya⁽⁴⁾는 수직의 스트로크 평면에서 플런징과 피칭으로 이루어진 날갯짓 운동으로 최대 추진력과 추진효율을 고려한 최적설계를 하였는데, 수치적 최적 설계 알고리즘 최속상승법(Steepest ascent)을 이용하여 최적화를 수행하였다. 또한, 이들은 2007년 NURBS(Non-Uniform Rational Basis Spline)을 이용한 피칭과 플런징 운동으로 추진력과 추진효율을 최대화하는 날갯짓 경로에 대한 연구를 하였다.⁽⁵⁾ Choi 등⁽⁶⁾은 수직면에서 날갯짓을 통해 추진효율과 추진력을 동시에 고려하는 경로 최적화를 하였고 그 결과를 이용하여 날개 보강재의 위치를 결정하는 위상최적설계를 수행하였다.

날갯짓이 이루어지는 스트로크 평면에 따라 공력 성능에 많은 영향을 미치고 있으며 특히 스트로크 평면의 경사각도가 공력성능을 좌우하는 중요한 인자임을 확인할 수 있었다. 하지만 스트로크 평면의 경사각을 고려하여 비행목적에 맞게 공력성능을 최적화하는 연구들은 거의 이루어지지 않았다. 날갯짓 초소형 비행체는 다양한 상황이나 환경에 따라 높은 기동성을 가지는 비행이 가능해야 하기 때문에 비행 목적에 적합한 공력성능이 발생할 수 있도록 스트로크 평면의 경사각이 고려 되어야 한다.

본 연구에서는 높은 기동성비행을 위해 전진비행, 상승비행, 조화비행 세가지 종류의 비행목적을 정의하고 각각에 따라 설계정식화와 설계영역을 정의하였다. 최적화를 위해 직교 배열표와 크리깅방법(Kriging Method), 유전 알고리즘(Genetic Algorithm)을 이용하여 각 목적에 적합한 날갯짓 경로를 최적화하였다. 이 문제를 해결하기 위해 다양한 소프트웨어를 사용하였다. 해석모델과 유동장은 ICEM CFD⁽⁷⁾를 사용하여 생성하였고 FLUENT⁽⁸⁾를 사용하여 유동해석을 수행하였다. 후보점과 크리깅 모델의 생성 그리고 유전알고리즘을 이용한 최적화는 PIANO⁽⁹⁾를 사용하였다.

2. 해석 모델 및 방법

2.1 날갯짓 모션

새 또는 곤충의 복잡한 날갯짓 경로를 실제

비행체에 적용하기에는 어려움이 따른다. 따라서 날갯짓 운동은 사인함수로 이루어진 에어포일의 플런징(plunging)과 피칭(pitching) 운동으로 구성한다. 식 (1)은 플런징 운동으로 $x(t)$ 는 수평방향, $y(t)$ 는 수직방향의 운동을 나타낸다. 식 (2)는 피칭운동으로 $\theta(t)$ 로 표현되며, 어느 한 기준점을 중심으로 회전운동 하는 것을 의미한다.

$$[x(t), y(t)] = hc \cos \omega t (\cos \beta, \sin \beta) \tag{1}$$

$$\theta(t) = \alpha_0 + \theta_0 \sin(\omega t + \phi) \tag{2}$$

여기서 h 는 플런징 진폭, c 는 에어포일의 길이, β 는 스트로크 평면의 경사각, α_0 는 평균 받음각, θ_0 는 피칭 진폭, ϕ 는 플런징과 피칭의 위상차, t 는 시간, ω 는 각속도를 나타낸다.

Fig. 1은 2차원 에어포일의 날갯짓 모델을 나타낸 것으로 에어포일 길이의 1/4 지점에 위치한 O 을 회전축으로 피칭운동을 하게 된다. u 는 자유흐름 속도(freestream velocity)를 나타낸다.

평균 받음각 α_0 에 의해 에어포일의 초기 받음각이 결정되며 플런징과 피칭의 위상차 ϕ 에 의해 선피칭, 후피칭이 결정된다. Fig. 2는 에어포일의 평균받음각과 위상차에 의한 날갯짓 운동을 나타낸다. 검은원은 에어포일의 앞전을 의미한다.

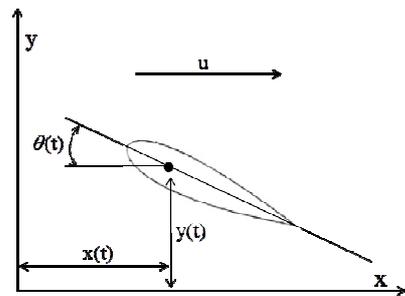


Fig. 1 Illustration of the flapping model

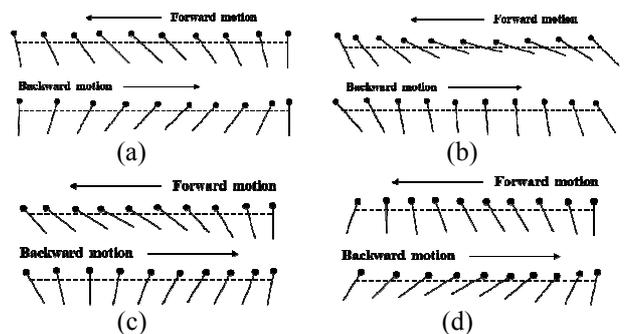


Fig. 2 Flapping motion: (a) $\alpha_0=90^\circ$ (b) $\alpha_0=45^\circ$ (c) $\phi=160^\circ$, (d) $\phi=200^\circ$

2.2 날갯짓 기본경로

새와 곤충의 종류에 따라 다양한 스트로크 평면에서 날갯짓을 하는 것을 알 수 있고,^(10,11) Fig. 3은 사인함수로 이루어진 플러징과 피칭운동을 조합하여 새와 곤충의 모션을 단순화 함으로써 수평, 수직, 기울어진 스트로크 평면에서의 날갯짓의 기본 경로를 정의한 것이다. 그림의 검은 원은 에어포일의 앞전을 의미한다. Fig. 3(a)는 벌새와 대부분 곤충들의 정지비행을 위한 경로로 스트로크 평면의 경사각(β)를 0으로 고정시켜 수평면에서 날갯짓을 함으로써 다운스트로크와 업스트로크 동안 발생하는 추진력은 상쇄되고 양력만이 발생한다.⁽¹²⁾ Fig. 3(b)는 β 를 90°로 고정하여 수직면에서 날갯짓을 하는 일반적인 비행체의 날갯짓 운동이다. 이 날갯짓 운동의 특징은 추진력이 주로 발생하는 것이며 추진효율을 최대화 하기 위한 연구들이 이루어졌다.⁽¹³⁾ Fig. 3(c)는 기울어진 스트로크 평면에서 날갯짓 하는 잠자리와 같은 곤충의 비행을 단순화하여 나타낸 것으로 스트로크 평면의 경사각이 45°일 때의 날갯짓 경로를 나타낸다. 이러한 경사진 평면에서 날갯짓을 통해 적절한 양력과 추진력을 발생시켜 높은 기동성비행이 가능하다.⁽¹⁴⁾

본 연구에서는 높은 기동성비행을 위한 날갯짓 경로최적화를 위해 Fig. 3(c)와 같이 기울어진 스트로크 평면의 날갯짓 모션을 고려하였다. 그리고 높은 기동성비행을 위한 세 가지 종류의 비행을 정의하였다. 비행의 종류는 비행체의 무게

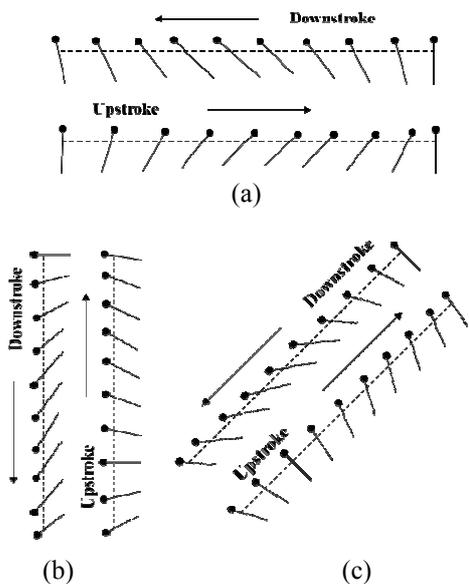


Fig. 3 Flapping motion for various stroke plane: (a) horizontal stroke, (b) vertical stroke, (c) inclined stroke

만큼 양력이 발생하고 추진력을 극대화하는 전진비행, 추진력은 거의 발생하지 않으면서 양력의 발생을 극대화하는 상승비행, 양력과 추진력을 동시에 극대화하는 조화비행이다.

2.3 해석방법

유한체적법을 사용하여 2 차원 Navier-Stokes 방정식으로 계산하였고 비압축성 층류유동으로 가정하였다. 식 (3), (4)는 연속방정식과 운동량 방정식을 나타낸다.

$$\nabla \cdot V = 0 \tag{3}$$

$$\rho \left(\frac{\partial V}{\partial t} + V \cdot \nabla V \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 V \tag{4}$$

여기서 V 는 속도, p 는 압력, ρ 는 유체의 밀도 μ 는 유체의 점성계수를 나타낸다.

레이놀즈수(Reynolds number)는 식 (5)와 같이 정의할 수 있다.

$$Re = \rho u c / \mu \tag{5}$$

여기서 ρ 는 유체의 밀도, μ 유체의 점성계수, c 는 에어포일의 길이, u 는 자유흐름속도를 나타낸다.

일반적으로 날갯짓을 했을 때 에어포일에 적용되는 공력성능은 식 (6), (7)과 같이 나타낸다.

$$C_D = \frac{F_x}{0.5 \rho u^2 c} \tag{6}$$

$$C_L = \frac{F_y}{0.5 \rho u^2 c} \tag{7}$$

여기서 C_D 는 항력계수, C_L 은 양력계수, F_x 는 항력, F_y 는 양력, ρ 는 공기의 밀도, u 는 자유흐름 속도, c 는 에어포일의 길이이다. 각 타임스텝에서의 항력계수와 양력계수를 이용하여 한 주기 동안 발생하는 평균추력계수(C_T)와 평균양력계수(C_L)를 식 (8), (9)와 같이 정의 한다.

$$\bar{C}_T = -\bar{C}_D = -\frac{1}{T} \int_t^{t+T} C_D(t) dt \tag{8}$$

$$\bar{C}_L = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} C_L(t) dt \tag{9}$$

여기서 C_T 는 평균추력계수, C_L 는 평균양력계수, T 는 날갯짓 한 주기, t 는 시간을 나타낸다.

3 차원 공력해석의 경우 많은 비용과 기술적인

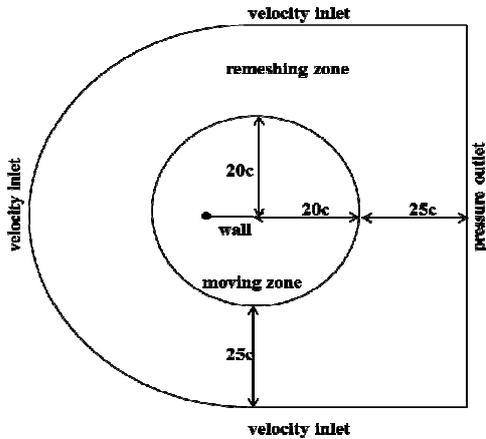


Fig. 4 Hybrid mesh topology with boundary condition

문제로 최적화에 적용하기 어렵다. 2 차원 공력 해석은 3 차원 해석을 통해 알 수 있는 날개 길이방향 유동(Spanwise vortices)의 흐름과 날개 끝의 와류(Wing tip vortices)에 대한 효과 등 와류의 특성이 고려되지 않으므로 해석결과의 정확도에 차이가 있을 수 있다. 하지만 유동흐름의 특성이 아닌 공력특성을 나타내는 양력, 항력계수를 비교한 결과 2 차원 해석의 수치적 결과와 3 차원 해석의 수치적 결과간의 차이는 받아들여 질만 하다.^(15,16) 본 연구에서는 최적화에 적용하기 위해 2 차원 해석의 결과가 3 차원 해석의 결과와 유사하다는 가정하에 연구를 수행하였다. 따라서 상용 소프트웨어인 FLUENT⁽⁸⁾를 이용하여 2 차원 비정상 유동 해석을 수행하였다.

Fig. 4 와 같이 유동장 해석을 위해 하이브리드 격자와 경계조건을 정의하였다. 하이브리드 격자는 moving 영역과 re-meshing 영역으로 구성하였다. Moving 영역은 O 형 구조에 사각형 격자로 되어있고 에어포일 길이의 20 배 크기를 가진다. Re-meshing 영역은 C 형 구조에 삼각형 격자로 에어포일 길이의 25 배 크기로 생성하였다. 해석모델인 NACA0012 에어포일은 해석영역 중앙에 위치해 있으며 no-slip 조건으로 정의하였다. Moving 영역은 에어포일을 포함한 영역 전체가 움직이고 re-meshing 영역은 각 타임스텝마다 격자가 재구성된다. 계산에 사용한 격자는 201×105 크기(201: 에어포일 표면의 길이방향, 105: 수직방향)이며, 에어포일의 첫 번째 격자간격의 크기는 에어포일 길이의 0.0002 배가 되도록 하여 Fig. 5 와 같이 매우 조밀하게 생성하였다. 하이브리드 격자는 ICEM CFD⁽⁷⁾를 사용하여 생성하였다.

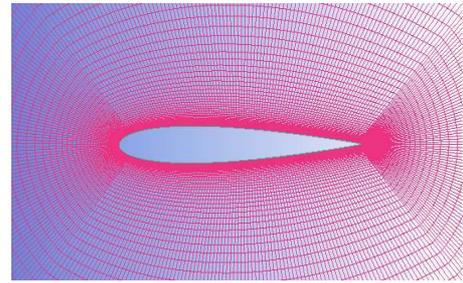
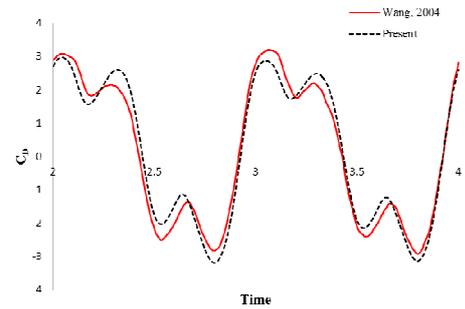
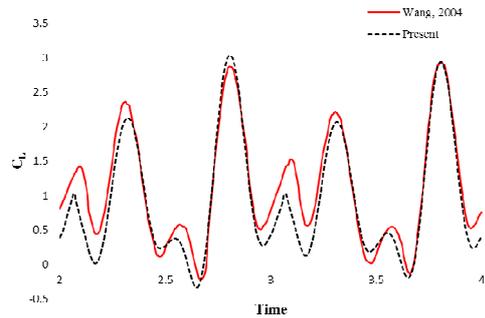


Fig. 5 Grid very close to the airfoil



(a) Drag coefficient



(b) Lift coefficient

Fig. 6 Validation for the flapping motion

2.4 해석방법의 검증

유동해석 방법의 검증을 위해 해석과 실험을 통해 이미 검증된 Wang⁽²⁾의 결과와 비교하였다. 한 주기를 500 개의 타임스텝으로 나누고 충분한 주기성을 갖도록 7 주기의 해석을 수행하였다. 수평면에서 플러징과 피칭운동을 적용하였으며, 해석조건은 $c = 0.05 \text{ m}$, $h = 2.5$, $\alpha_0 = 90^\circ$, $\theta_0 = 45^\circ$, $\phi = 0^\circ$, $f = 1\text{Hz}$, $\text{Re} = 150$, 최대 두께가 코드길이의 18%인 타원형 에어포일로 선정하였다. 해석결과 항력계수와 양력계수의 결과는 Fig. 6 과 같으며 수치적 값이나 경향성이 전체적으로 유사함을 확인할 수 있었다.

3. 최적화

높은 기동성 비행을 목적으로 하는 비행의 종류를 전진비행, 상승비행, 조화비행으로 선정하였다.

그리고 날갯짓 경로를 최적화 하기 위해 설계정식화를 정의하고 최적화를 수행하였다. 날개 모델은 NACA0012 에어포일을 사용하였고 해석조건은 $f=19.1\text{Hz}$, $h=2.5$, $c=0.05\text{m}$, $u=3\text{m/s}$, $\text{Re}=10000$ 으로 정의하였다. 본 연구의 전반적인 흐름은 Fig. 7 과 같이 나타낼 수 있다. 날갯짓 모션은 사인함수로 이루어진 플러징 운동과 피칭 운동의 조합으로 기울어진 스트로크 평면에서 날갯짓을 하게 된다. 이러한 모션을 이용하여 높은 기동성비행을 위한 비행목적으로 전진비행, 상승비행, 조화비행을 선정하였다. 그리고 선정한 비행종류에 따라 적절한 설계영역과 설계정식화를 정의하였다. 해석을 위한 설계 후보점은 L_{49} 직교배열표를 사용하여 정의하고 생성한 후보점에서 2 차원 비정상 유동해석을 수행하였다. 그리고 유동해석 결과를 크리깅 방법(Kriging Method)을 사용하여 근사모델로 생성한 후 유전알고리즘(Genetic Algorithm)을 사용하여 최적화 하였다.

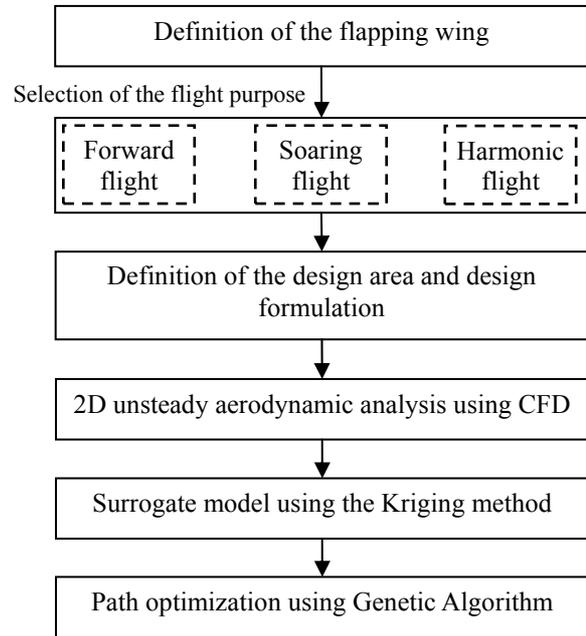


Fig. 7 Flow of the research

3.1 전진비행의 설계정식화

급박한 상황에서 큰 추진력을 바탕으로 앞으로 빠르게 비행하는 전진비행을 하기 위해서 추진력을 극대화하고 비행체의 무게만큼 양력이 발생해야 한다. 이를 고려한 설계정식화는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 &\text{Find} && \alpha_0, \theta_0, \phi, \beta \\
 &\text{to maximize} && f(\alpha_0, \theta_0, \phi, \beta) = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} C_T(t) dt \\
 &\text{subject to} && 0 \leq \frac{1}{T} \int_t^{t+T} F_y(t) dt - \text{weight} \leq \varepsilon \quad (10) \\
 &&& 0^\circ \leq \alpha_0 \leq 24^\circ, 24^\circ \leq \theta_0 \leq 48^\circ, \\
 &&& 90^\circ \leq \phi \leq 120^\circ, 33^\circ \leq \beta \leq 57^\circ
 \end{aligned}$$

설계변수는 평균 받음각(α_0), 피칭 각도(θ_0), 위상차(ϕ), 스트로크 평면의 경사각(β)으로 선정하였다. 목적함수는 평균추력계수를 극대화 하는 것이고 제한조건은 한번의 날갯짓을 통해 발생하는 양력(F_y)이 비행체의 무게만큼 발생하는 것을 의미한다. 이 문제에서 비행체의 무게는 0.05kg , ε 은 0.1 로 가정하였다.

3.2 상승비행의 설계정식화

높은 기동성비행 중 빠르게 위 방향으로 상승비행을 하기 위해 추진력은 거의 발생하지 않으면서 양력을 극대화하는 상승비행을 정의 하였다. 이를

고려한 설계정식화는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 &\text{Find} && \alpha_0, \theta_0, \phi, \beta \\
 &\text{to maximize} && f(\alpha_0, \theta_0, \phi, \beta) = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} C_L(t) dt \\
 &\text{subject to} && 0 \leq \frac{1}{T} \int_t^{t+T} C_T(t) dt \leq 0.1 \quad (11) \\
 &&& 12 \leq \alpha_0 \leq 36, 18 \leq \theta_0 \leq 48, \\
 &&& 190 \leq \phi \leq 220, 45 \leq \beta \leq 69
 \end{aligned}$$

설계변수는 평균 받음각(α_0), 피칭 각도(θ_0), 플러징과 피칭운동의 위상차(ϕ), 스트로크 평면의 경사각(β)로 선정하였다. 목적함수는 한 주기의 날갯짓 동안 발생하는 양력을 극대화 하기 위해 평균양력계수를 최대화 하도록 하였고 제한조건으로 한 주기의 날갯짓 동안 발생하는 추진력이 0 에 가깝도록 평균 추력계수가 0 과 0.1 사이에 존재하도록 정의하였다.

3.3 조화비행의 설계정식화

높은 기동성비행을 위해 양력과 추진력을 극대화 시켜 전진비행과 상승비행의 특성을 모두 가지도록 조화비행을 정의하였다. 이를 고려한 설계정식화는 다음과 같다.

Find $\alpha_0, \theta_0, \phi, \beta$

to minimize $f(\alpha_0, \theta_0, \phi, \beta) = (1-b) \frac{\bar{C}_T - \bar{C}_{T,\max}}{\bar{C}_{T,\min} - \bar{C}_{T,\max}} + b \frac{\bar{C}_L - \bar{C}_{L,\max}}{\bar{C}_{L,\min} - \bar{C}_{L,\max}}$

subject to $-\frac{1}{T} \int_t^{t+T} C_T(t) dt \leq 0$ (12)

$-\frac{1}{T} \int_t^{t+T} F_y(t) dt + weight \leq 0$

$0^\circ \leq \alpha_0 \leq 24^\circ, 24^\circ \leq \theta_0 \leq 48^\circ,$

$90^\circ \leq \phi \leq 120^\circ, 33^\circ \leq \beta \leq 57^\circ$

설계변수는 평균 받음각(α_0), 피칭 각도(θ_0), 위상차(ϕ), 스트로크 평면의 경사각(β)로 선정하였다. 목적함수는 평균추력계수(\bar{C}_T)와 평균양력계수(\bar{C}_L)를 정규화(Normalization) 하여 선형조합으로 나타낸 것으로 이 문제에서는 가중인자(weight factor)를 나타내는 b 를 0.5로 정의하여 추진력과 양력을 동등하게 극대화 하도록 했다. 제한조건으로는 날갯짓 한 주기 동안 발생하는 양력이 비행체의 무게보다 크도록 하였고, 날갯짓 한 주기 동안 발생하는 추진력이 0보다 크도록 정의하였다. 여기서 $\bar{C}_{T,\min}$ 와 $\bar{C}_{T,\max}$ 는 설계영역에서 최소, 최대 평균추력계수, $\bar{C}_{L,\min}$ 와 $\bar{C}_{L,\max}$ 는 설계영역에서 최소, 최대 평균양력계수를 의미한다.

3.4 근사모델과 크리깅 방법

기동성비행을 위한 각 비행의 종류에 적합한 날갯짓 경로의 최적화는 근사모델(Surrogate model)을 이용하였다. 근사모델을 만들기 위해 직교배열표(Orthogonal Array Table)와 크리깅 방법(Kriging Method)를 사용하였다. 실험계획법(Design of experiments) 중 후보점을 생성하기 위해 흔히 전 조합실시법(full factorial experiments)이 사용된다. 이 방법은 설계변수 범위 내에서 가장 정확한 값을 얻을 수 있지만 실험횟수가 증가한다는 단점이 있다. 따라서 보다 효율적인 최적설계를 수행하기 위하여 설계변수의 수가 많고 실험의 계산이 고가일 경우, 실험 횟수를 줄이면서 다수의 설계변수를 취급할 수 있는 직교배열표가 사용된다. 이 방법은 설계변수의 조합에 대해 일부 실시법(fractional factorial design)을 사용하므로 최소한의 해석 횟수로 전조합 실시법과 유사한 설계결과를 얻을 수 있다.⁽¹⁷⁻¹⁹⁾ Table 1과 같이 4개의 설계변

Table 1 Design space, factor and levels for (a) forward flight, harmonic flight, (b) soaring flight

(a)							
No.	1	2	3	4	5	6	7
α_0 (deg)	0	4	8	12	16	20	24
θ_0 (deg)	24	28	32	36	40	44	48
ϕ (deg)	180	185	190	195	200	205	210
β (deg)	33	37	41	45	49	53	57
(b)							
No.	1	2	3	4	5	6	7
α_0 (deg)	12	16	20	24	28	32	36
θ_0 (deg)	18	23	28	33	38	43	48
ϕ (deg)	190	195	200	205	210	215	220
β (deg)	45	49	53	57	61	65	69

수를 설계영역 내에서 7개의 수준으로 나누고 총 49번의 해석이 필요한 L_{49} 직교배열표를 이용하여 표본점을 생성하였다. Table 1(a)는 전진비행과 조화비행을 위한 설계영역이고 Table 1(b)는 상승비행을 위한 설계영역이다.

직교배열표를 이용해 정의한 후보점에서 2차원 비정상 유동해석을 수행하고 평균양력계수와 평균추력계수의 결과를 각각 크리깅방법을 이용하여 근사모델로 생성했다. 유체의 유동해석의 경우 한번의 해석을 수행하는데 상당한 해석 시간이 요구되므로 시뮬레이션 모델에 직접적으로 최적설계기법을 적용하는 것은 현실적으로 한계가 있다. 따라서 크리깅방법을 이용하여 생성한 근사모델을 사용하여 최적화를 수행하였다. 이 방법은 알고자 하는 미지의 값을 이미 알고 있는 주위의 값들의 가중선형 조합으로 예측하는 기법이다. 1950년대 남아공의 채광공학자인 D.G. Krige가 새로운 광맥을 찾기 위해 기존광맥의 분포특성을 이용하는 경험적인 방법에서 시작되었다. 계산비용이 많이 요구되는 시뮬레이션 모델을 대체하는 근사모델에 이용되고 비선형성이 큰 반응을 효과적으로 표현할 수 있다.⁽²⁰⁻²²⁾ 직교배열표를 이용한 후보점 생성과 크리깅모델은 PIANO⁽⁹⁾를 이용하였다.

Table 2 Comparison optimization result between the surrogate model and FLUENT for (a) forward flight, (b) soaring flight, (c) harmonic flight

(a)		
Case	Objective function	Constraint function
Surrogate model	3.8457	0.0059
FLUENT	3.9035	0.0038

(b)		
Case	Objective function	Constraint function
Surrogate model	12.3270	0.0264
FLUENT	12.7857	0.0309

(c)		
Case	The time average thrust coefficient	The time average lift coefficient
Surrogate model	3.4132	7.0349
FLUENT	3.4934	7.8641

4. 최적화 결과

근사모델(Surrogate model)을 생성하여 각 비행 목적에 따라 정의한 설계정식화를 만족하는 날갯짓 경로를 최적화 하였다. 최적화는 PIANO 에 탑재된 유전알고리즘(Genetic Algorithm)을 이용 했다. 근사모델을 이용한 최적화를 수행하고 결과의 타당성을 확인하기 위해서 최적설계점에서 FLUENT 를 이용하여 확인실험을 수행하였다. 근사모델과 FLUENT 의 결과 비교는 Table 2 와 같다.

4.1 전진비행 결과

전진비행의 최적화 히스토리는 Fig. 8 과 같다. 최적화 결과 목적함수와 제한조건은 3.8546 와 0.0592 으로 큰 추진력이 발생하였고, 제한조건의 값이 0 에 가까운 값을 가지며 비행체 무게만큼의 양력이 발생함을 확인할 수 있었다. 설계변수의 최적결과 값은 $\alpha_0 = 0.0204^\circ$, $\theta_0 = 39.6562^\circ$, $\phi = 199.311^\circ$, $\beta = 54.5893^\circ$ 이다. 근사모델의 최적설계 결과 값이 타당한지를 확인하기 위해서 FLUENT 를 이용하여 확인실험을 수행한 결과 Table 2(a)와 같이 목적함수와 제한조건 모두 근사모델의 결과와 유사함을 확인 하였다.

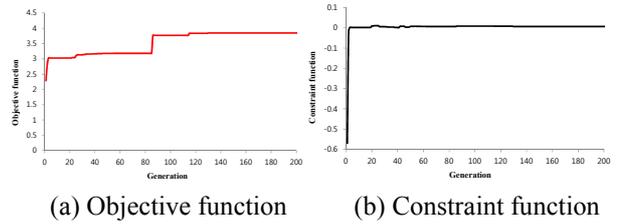


Fig. 8 Converge history of the genetic algorithm for a forward flight

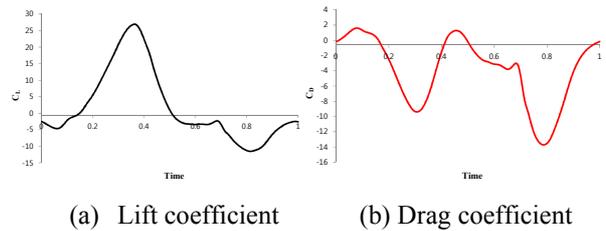


Fig. 9 Result of lift coefficient and drag coefficient for forward flight

Fig. 9 는 한 주기 동안의 양력계수와 항력 계수의 결과를 나타낸다. 양력계수(C_L)의 경우 다운스트로크 동안 큰 양력이 발생하고 업스트로크 동안에는 음의 양력값을 가지는 것을 확인 할 수 있다. 그리고 항력계수(C_D)는 다운스트로크와 업스트로크 동안 대부분 음의 값을 가지며 큰 추진력이 발생하는 것을 확인하였다.

Fig. 10 은 추력을 최대화 하는 전진비행 날갯짓 경로의 최적화 결과이며 에어포일 주변의 압력분포를 통해 와류와 에어포일간의 상호작용을 보여준다. 다운스트로크 동안 t/T 가 0.3 초에서 추력과 양력은 최대가 되며 업스트로크 동안에는 0.8 초에서 가장 큰 추력과 음의 방향으로 가장 큰 양력이 발생한다. 날갯짓 동안 추진력은 항상 전진 방향으로 작용하며 양력은 서로 다른 방향의 힘이 보완되어 비행체 무게만큼의 힘이 수직방향으로 작용한다. 와류의 영향으로 0.6 초 부근에서 에어포일의 양력과 추력에 두드러진 변화가 나타난다. 이유는 저압의 성질을 지닌 와류가 에어포일 윗면 뒷전에 머물며 위쪽방향 힘을 증가시켜 음의 양력과 추력을 감소시키기 때문이다. 따라서 0.7 초 그림에서와 같이 와류가 흘러 나가게 된 이후 음의 양력이 증가하고 추력이 갑자기 커지게 된다. 이것과 같이 와류에 의해 양력은 적절히 조절되어 비행체의 무게만큼 양력이 발생한다. 따라서 상하 이동 없이 추력을 최대화 하는 전진비행이 가능하다.

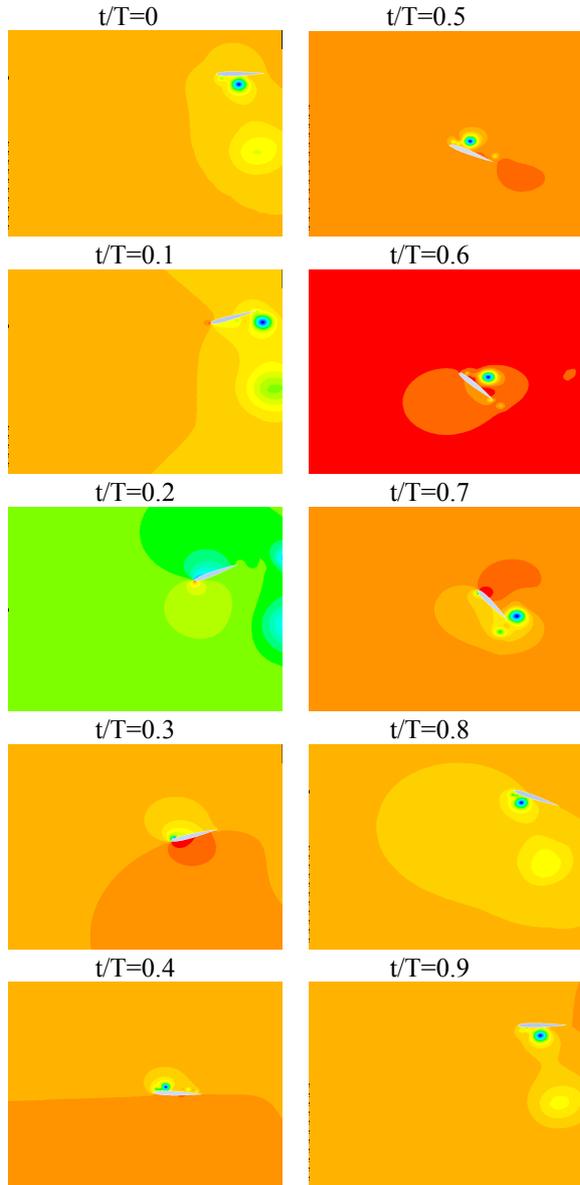


Fig. 10 Pressure distributions over flapping airfoil for forward flight

4.2 상승비행 결과

상승비행을 만족하는 최적화 히스토리는 Fig. 11과 같다. 최적화 결과 양력을 극대화하는 목적함수는 12.3270 으로 높은 평균 양력값을 갖는 것을 확인할 수 있었고, 제한조건인 평균 추력계수는 0.0264 로 추진력이 거의 발생하지 않았다. 설계변수의 최적결과 값은 $\alpha_0 = 23.9738^\circ$, $\theta_0 = 39.7360^\circ$, $\phi = 209.9120^\circ$, $\beta = 58.9141^\circ$ 이다. 근사모델의 최적설계 결과 값의 타당성을 확인 하기 위해서 FLUENT 를 이용하여 확인실험을 수행하였다. 확인실험 결과 Table 2(b)와 같이 목적함수와 제한조

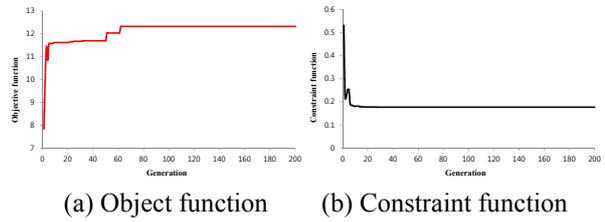


Fig. 11 Converge history of the genetic algorithm for a vertical flight

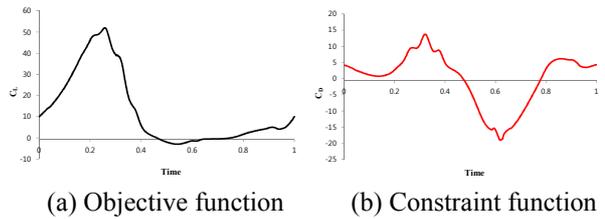


Fig. 12 Result of lift coefficient and drag coefficient for soaring flight

건인 평균양력계수와 평균추력계수 모두 근사모델과 유사한 값을 가지는 것을 확인하였다.

Fig. 12 는 한 주기 동안의 양력계수와 항력계수의 결과를 나타낸다. 양력계수의 경우 다운스트로크 동안 크게 발생하고 업스트로크 동안에 발생하는 평균양력계수는 전진비행의 결과와 달리 양의 값을 갖는다. 그리고 항력계수의 경우 다운스트로크에서는 양의 값 업스트로크에서 음의 값을 갖는다.

Fig. 13 은 상승비행을 위한 날갯짓 경로의 최적화 결과이며 에어포일 주변의 압력분포를 통해 와류와의 상호작용을 보여준다. 다운 스트로크가 시작되는 t/T 가 0 인 지점을 지나며 앞전에 와류가 생성되기 시작한다. 앞전에서 생성된 와류는 에어포일의 표면을 따라 흐르면서 강도가 커지게 되고 양력의 발생을 증대시킨다. t/T 가 0.25 초를 지나면서 양력계수는 최대로 발생하게 되고 앞전과 뒷전에 새로운 와류가 생성된다. 하지만 에어포일을 따라 흐르던 와류가 떨어져 나가면서 발생하는 양력은 감소하게 된다.

그리고 t/T 가 0.46 초를 지나면서 양력계수는 음의 값을 갖지만 떨어져 나갔던 와류가 에어포일의 앞전에 다시 가까워 지고, 와류의 영향으로 t/T 가 0.78 초를 지나면서 다시 양의 값을 갖게 된다. 항력계수의 경우 다운스트로크의 시작하면서 양의 값을 가지다가 선피칭이 일어나면서 t/T 가 0.46 초부터 음의 항력계수값을 가진다. 하지만 업스트로

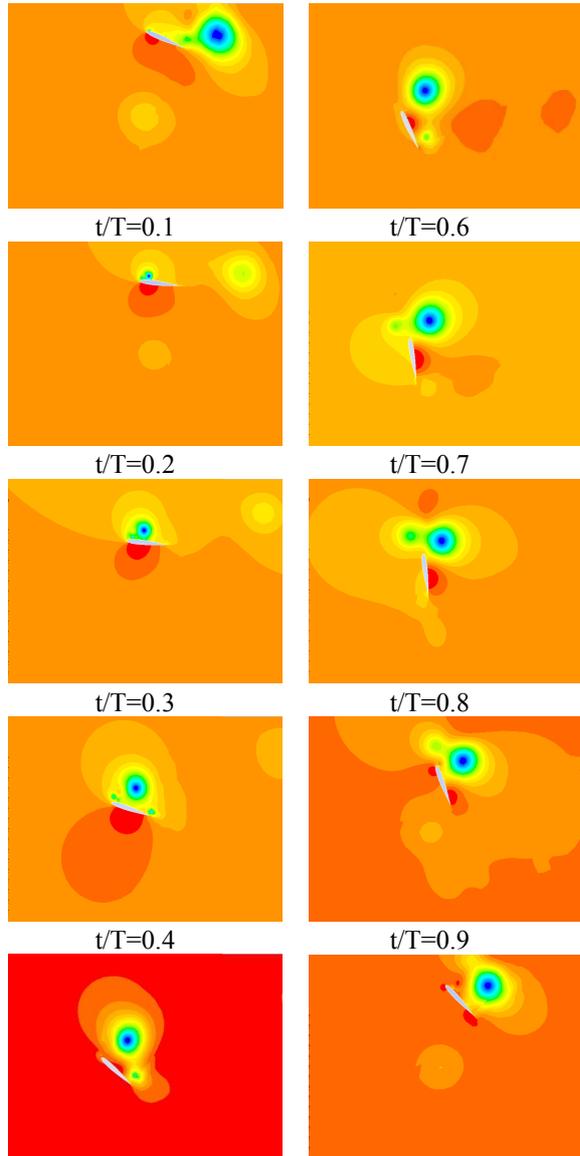


Fig. 13 Pressure distributions over flapping airfoil for soaring flight

업스트로크 동안 떨어져나갔던 와류를 다시 만나 에어포일의 윗면에 머물면서 항력계수는 점점 감소하게 된다. 결과적으로 업스트로크와 다운스트로크 동안 와류는 항상 에어포일의 위쪽에 존재하며 큰 양력이 발생하는데 영향을 주었다. 그리고 업스트로크와 다운스트로크 동안 발생한 추진력과 항력은 거의 비슷하게 발생하여 한 주기동안에 발생하는 평균추력계수는 0 에 가까운 값을 가지며 상승비행이 가능함을 확인하였다.

4.3 조화비행 결과

조화비행의 최적화 히스토리는 Fig. 14 와 같다. 최적화 결과 목적함수를 구성하는 평균추력계수와

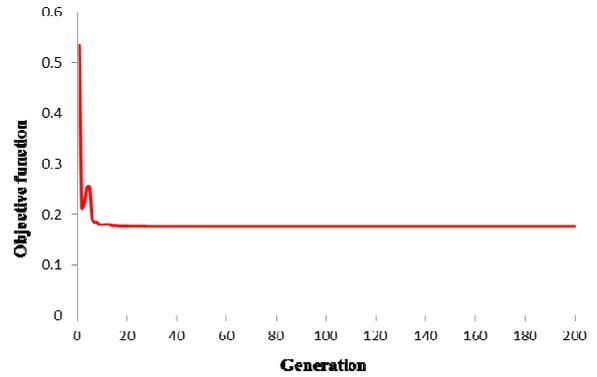


Fig. 14 Convergence history of the genetic algorithm for a harmonious flight: objective function

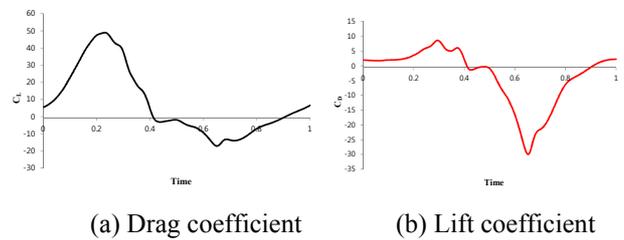


Fig. 15 Result of lift coefficient and drag coefficient for harmonious flight

평균양력계수는 3.4132 와 7.0349 의 값을 얻어 큰 양력과 추진력이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 설계변수의 최적결과 값은 $\alpha_0 = 19.9687^\circ$, $\theta_0 = 24.2000^\circ$, $\phi = 205.313^\circ$, $\beta = 52.9973^\circ$ 이다. 근사모델의 최적설계 결과 값의 타당성을 확인하기 위해서 FLENT 를 이용하여 확인실험을 수행한 결과 Table 2(c)와 같은 결과를 얻었으며 목적함수와 제한조건을 모두 만족하는 결과를 확인할 수 있었다.

Fig. 15 는 한 주기 동안 발생하는 양력계수와 항력계수의 결과이다. 다운스트로크 동안에는 항력계수는 양의 값을 갖지만 양력이 크게 발생하고 업스트로크 동안에는 양력계수가 음의 값을 갖지만 추진력이 크게 발생하여 한 주기의 날갯짓 동안 양력과 추진력이 고르게 발생하는 것을 확인할 수 있었다. Fig. 16 은 조화비행을 위한 날갯짓 경로의 최적화 결과이며 에어포일 주변의 압력분포를 통해 와류와의 상호작용을 보여준다. 다운스트로크가 시작되는 t/T 가 0 인 지점을 지나며 앞전에 와류가 생성되기 시작한다. 에어포일의 윗면을 따라 와류가 뒷전 쪽으로 흐르면서 와류의 크기는 커지게 되고 양력계수는 증가하게 된다. 하지만 t/T 가 0.23 초를 지나면서 에어포일 표면에서 와류가 떨어져나가게 되고 양력계 수의 크기가 점점 감소

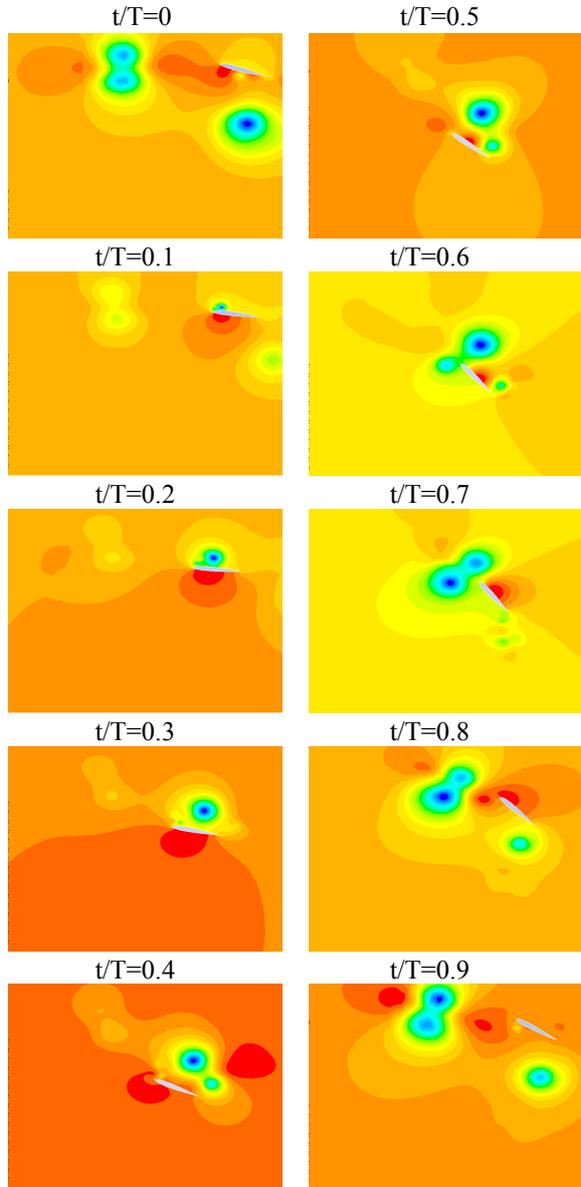


Fig. 16 Pressure distributions over flapping airfoil for harmonic flight

하다가 0.42 초를 지나며 음의 값을 가지게 된다. 반대로 항력계수의 경우 양의 값을 갖다가 0.42 초를 지나면서 다운스트로크가 끝나기 전에 반대방향의 피칭운동을 하면서 에어포일 윗면에 고압의 영역이 생기며 큰 추진력을 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 선피칭으로 인해 큰 추진력을 발생한 뒤, 항력계수의 크기는 작아지며 0.91 초부터 양의 값을 갖게 된다. 결과적으로 다운스트로크 동안은 와류의 영향으로 큰 양력을 얻을 수 있었으며 업스트로크 동안에는 선피칭을 통해 큰 추진력을 발생하여 조화비행이 가능한 것을 확인할 수 있다.

5. 결 론

초소형 비행체가 날갯짓을 함에 있어 스트로크 평면의 기울기는 상당히 중요하다. 수직면이나 수평면에서 날갯짓을 통해 발생하는 양력이나 추진력과 같은 공력성능은 높은 기동성비행을 하기 위해서는 한계점을 가지고 있다. 수직면에서 날갯짓을 하게 되면 높은 양력과 추진력을 발생시키는데 어려움이 있고, 수평면에서의 날갯짓은 다운스트로크와 업스트로크 동안 발생하는 추진력을 상쇄시켜 정지비행이 가능한 장점을 가지고 있지만 기동성비행에는 적합하지 않다. 따라서 큰 양력과 추진력의 발생을 통해 기동성비행이 가능한 기울어진 스트로크 평면에서의 날갯짓 경로에 대한 연구가 필요하다.

본 연구에서는 기동성비행을 전진비행, 상승비행, 조화비행 세 가지 종류의 비행으로 정의하고 날갯짓 경로의 최적화를 수행하였다. 각 비행목적에 따라 적합한 설계영역을 정의하고 L_{49} 직교배열표를 이용하여 후보점을 생성하였다. 그리고 에어포일 모델을 이용하여 생성한 후보점에서 2 차원 비정상 유동해석을 수행하였다. 유동해석 결과를 바탕으로 크리깅방법을 이용하여 근사모델을 만들고 경로 최적화를 위해 유전 알고리즘을 사용하였다.

최적화 결과 높은 기동성비행을 위한 세 가지 종류의 비행을 만족하는 날갯짓 경로를 얻을 수 있었다. 첫째, 전진비행에서는 추진력을 극대화 하고 비행체 무게만큼의 양력 생성, 둘째, 상승비행에서는 추진력이 거의 발생하지 않으면서 양력을 극대화, 셋째, 조화비행에서는 추진력과 양력을 동시에 극대화하여 높은 기동성을 가지는 날갯짓 경로를 최적화 하였다. 그리고 각 결과의 압력분포와 양력계수와 항력계수를 관찰하여 날갯짓 경로에 따라 발생하는 와류가 양력과 추진력의 발생에 미치는 영향을 확인하였다.

본 연구를 통해 제시한 기동성비행을 위한 날갯짓 경로를 이용하면 구동 매커니즘과 날개의 실제 설계에 이점이 있을 것으로 예상된다. 향후에는 본 연구의 결과를 토대로 실제 제작과 실험을 통해 결과의 유용성을 확인 하고자 한다.

후 기

이 논문은 2011 년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No. 2011-0025859)

참고문헌

- (1) Dickinson, M. H., Lehmann, F. O. and Sane, S. P., 1999, "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight," *Science*, Vol. 284, pp. 1954~1961.
- (2) Wang, Z. J., 2004, "The Role of Drag in Insect Hovering," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 207, pp. 4147~4155.
- (3) Lee, J.-S., Kim, J.-H. and Kim, C., 2008, "Numerical study on the Unsteady-Force-Generation Mechanism of Insect Flapping Motion," *AIAA Journal*, Vol.46, No.7, pp.1529~1537.
- (4) Tuncer, H. I. and Kaya, M., 2005, "Optimization of Flapping Airfoils for Maximum Thrust and Propulsive Efficiency," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 11, pp. 2329~2336.
- (5) Kaya, M. and Tuncer, H. I., 2007, "Nonsinusoidal Path Optimization of a Flapping Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 8, pp. 2075~2082.
- (6) Choi, J. S., Zhao, L., Park, G. J., Agrawal S. K. and Kolonay, R. M., 2011, "Enhance of a Flapping Wing Using Path and Dynamic Topology Optimization," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 12, pp. 2616~2626.
- (7) ANSYS ICEM CFD, 2009, *Reference manual*, Ver. 12. 1, ANSYS Inc
- (8) ANSYS FLUENT, 2009, *User's Guide*, Ver. 12. 1, ANSYS Inc
- (9) PIDOTECH Inc, 2011, *PIAnO User's Manual*, Ver. 3.3
- (10) Fry, S. N., Sayaman, R. and Dickinson, M. H., 2005, "The Aerodynamics of Hovering Flight in *Drosophila*," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 208, pp. 2303~2318
- (11) Wang, Z. J., 2005, "Dissecting Insect Flight," *Fluid Mechanics*, Vol. 37, pp. 183~210
- (12) Zaitsev, A. A. and Sharina L. V., 1983, "Aerodynamic Calculation of Normal Hovering Flight" *Fluid dynamics*, Vol. 18, No. 4, pp. 554~560.
- (13) de Croon, G.C.H.E., de Clercq, K.M.E., Ruijssink, R., Remes, B. and de Wagter, C., 2009, "Design, Aerodynamics, and Vision Based Control of the DelFly," *International Journal of Micro Air Vehicle*, Vol. 1, No. 2, pp. 71~97.
- (14) Kim, D. K. and Choi, H. C., 2007, "Two Dimensional Mechanism of Hovering Flight by Single Flapping Wing," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 21, No. 1, pp. 207~221.
- (15) Wilkins, P. and Knowles, K., 2007, "Investigation of Aerodynamics Relevant to Flapping Wing Micro Air Vehicle," *37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*.
- (16) Wang, Z. J., Birch, J. M. and Dickinson, M. H., 2004, "Unsteady Forces and Flows in Low Reynolds Number Hovering Flight: Two-Dimensional Computations vs Robotic Wing Experiments," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 207, No. 3, pp. 449~460.
- (17) Park, G. J., 2007, *Analytical Methods in Design Practice*, Springer-Verlag, Germany
- (18) Lee, K. H., Eom, I. S., Park, G. J. and Park, W. I., 1996, "Robust Design for Unconstrained Optimization Problems Using the Taguchi Method," *AIAA Journal*, No. 5, pp. 1059~1063.
- (19) Lee, K. H., Hwang, K. H, Kwon, W. S. and Park, G. J., 2000, "Structural Design Considering Interactions in Discrete Design Spaces," *Trans. of the KSME(A)*, Vol. 1, No. 1, pp. 708~713.
- (20) Cho, T. M., Ju, B. H., Jung, D. H. and Lee, B. C., 2006, "Reliability Estimation Using Two-Staged Kriging Metamodel and Genetic Algorithm," *Trans. of the KSME(A)*, Vol. 30, No. 9, pp. 1116~1123.
- (21) Lee, T. H., Lee, C. J. and Lee, K. K., 2003, "Shape Optimization of a CRT based on Response Surface and Kriging Metamodels," *Trans. of the KSME(A)*, Vol. 27, No. 3, pp.381~386.
- (22) Simpson, T. W., Mauery, T. M., Korte, J. J. and Mistree, F., 2001, "KrigingModels for Global Approximation in Simulation-Based Multidisciplinary Design Optimization," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 12, pp. 2233~2241.