

동적 실속을 이용한 Flapping-Airfoil의 추력 발생

Thrust Generation on Flapping-Airfoil by Dynamic Stall

*이정상¹⁾, 김종암²⁾, 노오현³⁾

Jung Sang Lee, Chongam Kim and Oh-Hyun Rho

This paper deals with a thrust generation on flapping-airfoil by dynamic stall. Dynamic stall refers to a series of complicated aerodynamic phenomena accompanied by a stall delay in unsteady motion. In most cases, once it occurs, the dynamic stall may lead to an abrupt fluctuation of aerodynamic forces. An inverse Kármán vortex has been considered as a main reason for a thrust generation. In this paper, however, we have found out that a thrust is closely related to reduced frequency and leading edge vortex in addition to inverse Karman vortex. In order to certify our opinion, pitching and plunging motions were calculated with the parameter of amplitude and frequency by using the unsteady, incompressible Navier-Stokes flow solver with a two-equation turbulence model. For more efficient computation, it is parallelized by MPI programming method.

1. 서론

근래에 들어와 익형의 flapping 운동에 의한 양력과 추력의 발생방법은 물리적으로 매우 흥미 있는 연구 주제일 뿐만 아니라, Ornithopter형 초소형비행체(MAV, Micro-Aerial Vehicle)에서의 적용 가능성과 스크류를 대신한 선박의 추진시스템으로 까지 공학적인 응용 가치의 증대로 국내외에서 많은 연구자들에 의해 활발히 연구되고 있다. 익형의 flapping 운동에 의한 추력발생의 원리는 이미 1910년대 초반에 Knoller 와 Betz등에 의해서 각각 연구되어졌고, 그후로 1920년대에 들어서 Katzmayr, Birnbaum등에 의해서 실험적인 차원에서 추력발생이 증명되었으며, 1935년에 Von Kármán 과 Burgers에 의해서 물리적으로 추력발생의 공기역학적 메커니즘이 설명되었다. 이러한 flapping 익형에 대한 고전적인 추력발생 메커니즘을 Fig. 1과 2에 도시해 놓았다. Fig. 1은 추력 발생의 원리를 나타낸 것이고, Fig. 2는 항력 발생의 물리적인 메커니즘을 유동가시화 실험과 함께 도시해 놓은 것이다. 먼저, Fig. 1을 살펴보면 익형 끝단에서 Inverse Kármán vortex가 익형의 중심선을 기준으로 생성되어 후류를 마치 분사류(jet)처럼 거동하게 해 공기에 운동량을 더

해주고 여기서의 반작용으로 익형은 추력을 얻게 되는 과정을 나타내고 있다. Fig. 2는 익형의 끝단에서 Kármán vortex가 생성되어 Fig. 1에서와는 반대로 추력 대신 항력이 발생하는 것을 나타낸다[1]. 그러나 본 연구에서는 이러한 Inverse Kármán vortex이외에도 동적실속 현상을 이용하면 flapping 익형에서 추력이 발생할 수 있음을 보이고, 이에 따른 운동 진폭과 주파수와와 상관관계를 병렬처리된 비압축성 Navier-Stokes 코드를 이용하여 나타내었다. 잘 알려진 바와 같이 익형에 나타나는 동적실속현상은 정적실속각 이상에서도 실속을 지연시켜 주는 대신 과도한 공력에 따른 비행체의 구조문제와 직결되어 있어서 헬리콥터의 성능을 제한하는 역할을 하기도 하며, 또는 반대로 급 기동을 요하는 전투기에 있어서는 이러한 동적 실속현상을 적절히 활용하기도 한다. Flapping 운동을 하는 익형에 있어서 이러한 동적실속과의 상관관계에 대한 연구는 K. Isogai 와 Y. Shinmoto[2]의 연구결과나 Ismail H. Tuncer[3]의 연구결과에서 살펴볼 수 있는데, 동적실속현상에서 비롯된 앞전박리(leading-edge separation)나 와류의 영향이 익형의 flapping 운동시 추진효율(propulsive efficiency)을 낮추게 된

1) 서울대학교 기계항공공학부 대학원 (151-742 서울시 관악구 신림9동 산56-1 Tel : 02-880-8920)
2), 3)서울대학교 기계항공공학부 (151-742 서울시 관악구 신림9동 산56-1 Tel : 02-880-1915)

다는 연구결과를 제시한바 있었다. 그러나, 이러한 두 연구에 있어서 동적실속현상 자체가 하나의 추력발생에 관한 메커니즘이라는 설명은 나타내지 않았다. 본 연구에서는 익형의 pitching운동의 진폭을 높여 주게 된다면 추력발생 원리에 있어서 이러한 동적실속의 영향이 고전적인 추력발생의 메커니즘인 Inverse Kármán vortex가 보다 더 큰 영향을 나타내게 됨을 발견하였다. 이에 대한 메커니즘을 Fig. 3. 과 Fig. 4.에 도시해 놓았다. 익형의 강한 움직임에서 비롯된 유도반음각의 급작스러운 상승으로 앞전에서 강한 vortex가 발생하게 되고 이어 낮은 압력영역이 형성됨으로써, 익형의 반대편에 존재하게 되는 상대적인 높은 압력의 영향으로 추력성분이 발생 하게 됨을 나타낸 것이다. Fig. 3.은 익형이 upward로 진행하는 동안 익형의 lower부분에서 낮은 압력의 영향으로 추력이 발생하는 것을 보이고 있고, Fig. 4.는 반대의 경우를 예시하여 놓았다. 이를 살펴본다면 익형이 upward 운동을 하든 downward운동을 하든, 압력의 영향으로 추력은 항상 발생하게 됨을 나타내 주고 있다.

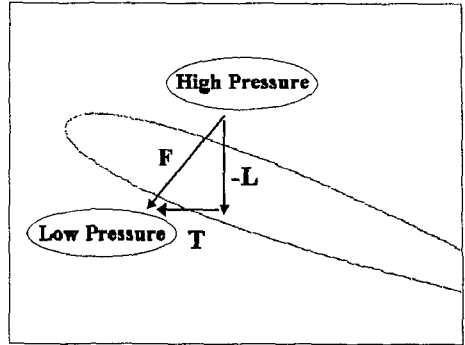


Fig. 3. Upward

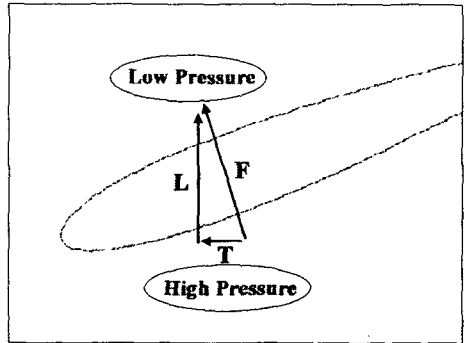


Fig. 4. Downward

지배방정식은 2차원 비정상 비압축성 Navier-Stokes 방정식으로 격자의 운동속도를 고려하여 보존형식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\nabla \cdot \vec{v}$$

$$\frac{D\vec{v}}{Dt} + \vec{v}_a \cdot \nabla \vec{v} + \nabla p = \nabla \cdot \sigma \quad (1)$$

$$\frac{D\vec{v}}{Dt} = \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{w} \cdot \nabla \vec{v}$$

여기서, σ 는 전단응력 텐서를 나타내고, p 는 압력을 나타내며, \vec{v}_a 는 $\vec{v}_a = \vec{v} - \vec{w}$ 로 \vec{v} 는 유체의 속도성분을 나타내며, \vec{w} 는 격자속도를 나타낸다. 본 연구에서 유동해석 코드는 Kwak의 INS2D[4]의 기법들과 Menter의 $k-\omega$ SST 난류 모델[5]을 적용한 IFANS2D[6] 코드가 사용되었다.

2.2 수치 해법

지배 방정식은 유한 체적법에 근거하여 이산화되었다. 비압축성 방정식은 유동의 속도장과 압력장이 연결되어 있지 않으므로, 다음과 같은 관계

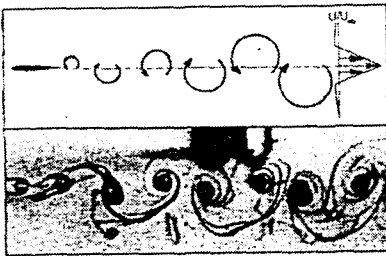


Fig. 1. Thrust-indicative vortex street [1]

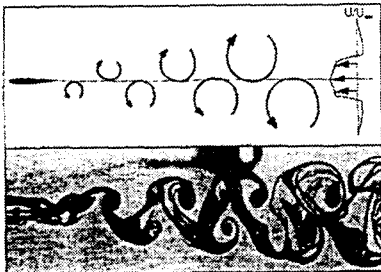


Fig. 2. Drag-indicative vortex street[1]

2. 지배방정식 및 수치기법

2.1 지배방정식

식에 근거한 pseudo-compressibility 기법을 적용하여, 수치적으로 방정식의 해를 구할 수 있도록 하였다.

$$\frac{\partial p}{\partial \tau} = -\beta \nabla \cdot \vec{u} \quad (2)$$

여기서 τ 는 pseudo 시간을 나타내며 β 는 pseudo-compressibility 계수값이다. 공간 차분 기법으로 Osher's Upwind Scheme을 적용하였으며, MUSCL을 이용하여 3차의 공간정확도를 나타내도록 하였다. 시간 적분에 있어서는 코드 적용이 간편하고 경제적인 Yoon과 Kwak의 LU-SGS 기법이 사용되었으며, 비정상 계산을 위하여 이중시간전진법 (dual time stepping)을 사용하여 2차의 시간 정확도를 갖도록 하였다.

2.3 동적 격자 기법

시간에 따른 익형의 운동을 모사하기 위하여 동적 격자 기법을 도입하였다. 격자의 운동은 시간에 따른 내부 격자점들 간의 상대적인 운동이 없는 강체 운동으로 모사할 수 있으므로 다음과 같이 나타낼 수 있다. 익형의 flapping 운동은 다음 식(3)과 (4)에 의해 pitching 운동과 plunging 운동의 결합으로 모사할 수 있다. 식(3)은 plunging 운동, (4)는 pitching 운동을 나타내는 것이다.

$$y(t) = h \cdot \sin(kt) \quad (3)$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 \cdot \sin(kt + \phi) \quad (4)$$

여기서, t 는 무차원화된 물리적인 시간이며, k 는 reduced frequency로 $k = 2\pi fc / U_\infty$ 이고, h 는 plunging운동의 진폭, α_0 는 pitching운동의 진폭이다. 그리고 f 는 운동주파수이며 c 는 익형의 코드길이이다. 피칭운동은 1/4 chord인 지점이 중심이 되고, Fig. 5에 도시해 놓았다.

3. 해석코드 검증

해석코드의 검증은 익형의 순수 피칭운동에 대한 Koochesfahani[7]의 water channel 실험결과와 함께 Ramamurti와 Sandberg[8]의 전산유체 해석결과와 비교함으로써 이루어졌다. 레이놀즈 수는 12,000이며, NACA0012 익형에 대해서 수행되어

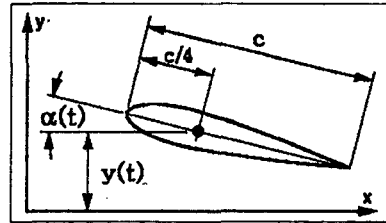


Fig. 5. Definition of geometric parameters.

졌고, 익형의 pitching 운동 진폭은 $\alpha_0 = 2(\text{deg.})$ 이며, 피칭운동의 주파수는 0~8(Hz)까지의 정수 단위로 계산되어 졌다. 계산에 사용한 격자는 245×125 크기의 O형 격자이며, 벽면에서 첫 번째 격자간격의 길이는 코드길이에 대해 1×10^{-5} 배를 갖도록 하였다. 비정상 계산에서 공력 데이터들이 충분한 주기성을 보이도록 하기 위해 8주기 동안 계산하였다. Fig. 6는 이러한 해석코드의 검증에 대한 reduced frequency(k)의 함수로서 추력계수(C_t)의 그래프이다. 여기서 추력계수는 음의 항력계수와 같고, 마지막 1주기 동안의 변화를 시간에 대해서 평균을 취한 값이다. 결과를 살펴보면 Ramamurt와 Sandberg의 해석결과보다 실험 데이터에 훨씬 더 근접한 결과를 볼 수 있었다. 이 경우에 난류모델을 사용한 경우와 난류모델을 제외하여 층류유동으로 가정한 경우 모두 동일한 결과를 보였다.

4. 수치 해석 결과

4.1 동적실속에 따른 추력발생

Fig. 7.은 NACA0012에 대하여 pitching운동의 진폭은 $\alpha_0 = 20(\text{deg.})$ 이며, plunging 운동의 진폭은 $h = 0.2$ 이고, reduced frequency, $k = 8$ 일 때의 익형의 flapping운동에 따른 압력성분에 의한 양력계수, 항력계수, 모멘트 계수를 나타낸 것이다. 그림에서 익형의 평균 받음각이 $0(\text{deg.})$ 의 대칭운동 상태이기 때문에 최대 양력계수와 최소 양력계수의 절대값의 크기는 같다. 그러나 항력계수의 값은 양력계수의 절대값의 최대치일 때 음(-)의 최대치를 갖는 것을 알 수가 있고, 이러한 음(-) 최대치는 추력의 최대값으로 볼 수 있다. 따라서 양력계수 변화의 한 파장에 추력계수는 두 개의 파장이 존재한다. 이는 Fig 3. 과 Fig. 4.에서 나타난 동적실속에 따른 것으로 익형이 upward 상태로 진행하든, 혹은 downward상태로

진행하던 추력은 계속 발생할 수 있음을 나타낸 것이고, 다만 양력계수가 양(+)과 음(-)의 값으로 주기적인 거동을 나타낸다. 이런 동적실속에 따른 추력 발생의 진행 상황을 Fig. 8,9,10,11 에 도시하여 놓았다. Fig. 8은 그림 하단에서 나타난 공력 계수값의 변화와 같이 생각해 보면 초기에 익형의 아랫면에서 작은 저압영역이 발생하게 되는데 이때의, 양력계수 값은 음(-)의 값을 나타내게 되고 작지만 추력성분이 발생하게 됨을 보여 준다. 시간이 더욱 진행하여 Fig. 9에 나타난 바는 이러한 저압영역의 강도가 더욱 강하게 되어 결국 최대 음(-)의 양력계수 값과 최대 추력계수 값을 나타내는 것을 알 수 있다. Fig. 10에서는 이러한 저압영역이 사라지고 따라서 상대적으로 매끈한 유동상태를 나타내 주는데, 윗면과 아랫면의 압력차가 거의 없기 때문에 양력계수 값과 추력계수 값이 거의 0인 상태로 존재하게 된다. 마지막으로 Fig. 11.에서는 강한 저압영역이 반대편에 나타남을 알 수 있다. 이러한 저압영역은 흔히 앞전에서 나타나는 와류(vortex)의 영향으로 나타나는 것인데, flapping운동의 각종 변수에 따라 뚜렷한 와류의 형태로 나타나는 것일 수도 있고, 그렇지 않을 수도 있었다. 또, 경우에 따라서 보통의 익형에서 벌어지는 동적 실속의 경우와는 다르게 와류가 익형의 끝까지 밀려나가지 못하고 중간에서 사라지는 경우도 볼 수 있는데 이것은 flapping운동을 구성하는 pitching운동과 plunging운동사이에서의 위상차에 의한 영향이라고 파악된다. 본 연구에서 적용된 위상차는 90(deg.)로써 많은 연구자들에 의하여 최대의 추진효율을 보이는 경우로 밝혀졌다.

4.2 Inverse Kármán vortex에 의한 추력 발생

Fig. 12은 Inverse Kármán vortex의 영향으로 추력이 발생하는 과정 나타내기 위해서 pitching운동의 진폭은 $\alpha_0 = 2(\text{deg.})$ 이며, plunging운동의 진폭은 $h = 0.1$ 이고, reduced frequency, $k = 10$ 일 때의 NACA0012 익형의 flapping운동에 따른 압력성분에 의한 공력계수들을 나타낸 것이다. 우선 첫 번째로 관찰되는 바는 익형의 앞전부분에 발생하는 와류로 인한 저압 영역이 pitching운동의 진폭이 작은 관계로 익형의 추력에 크게 기여하지 못하게 됨에 따라 Fig. 7.에서와 같은 큰 추

력 성분을, 발생하지 못함을 알 수 있다. Fig. 13,14,15는 익형의 뒷전근처에서 Inverse Kármán vortex의 생성과 추력발생의 관계를 나타낸 것이다. Fig. 13에서는 뒷전부근에서 와류가 생성되기 직전의 유선을 나타낸 것이고, 이때의 추력계수는 거의 0에 가까운 것을 알 수 있다. 그러나 Fig. 14,15에서는 뒷전부근에서 생성된 강한 와류가 생성됨을 보이고 있으며 이때의 추력계수는 점차 증가하는 것을 보이고 있다

4.3 Plunging 운동과 주파수에 따른 영향

Isogai[3]의 선행연구에서 익형의 앞전에서 나타나는 동적실속의 생성은 익형의 flapping 운동시에 유효받음각의 증가에 따른 것이라고 하였고, Lee 와 Kim[9]은 같은 St(Strouhal)수에서 pitching운동보다 plunging운동이 앞전박리의 생성에 더 큰 영향을 미침을 밝혀 내었다. 따라서, 본 연구에서는 이러한 급작스러운 유효 받음각의 영향을 살펴보기 위해서 flapping운동을 구성하고 있는 plunging운동의 진폭과 주파수에 따른 추력계수의 변화와 추진효율을 살펴보았다. Fig. 16은 4.1 에서 연구한 $\alpha_0 = 20(\text{deg.})$, $h = 0.2$, $k = 8$ 의 경우에 순간적인 유효 받음각의 크기를 나타낸 것이다. 그림에서 나타난 바대로 pitching운동에 의한 유효 받음각의 변화보다도 plunging운동에 의한 유효 받음각의 변화율이 더 큰 것을 알 수 있다. 그리고, Fig. 17은 같은 pitching과 같은 plunging 진폭에서 reduced frequency를 증가시킬 때 나타나는 추력계수의 변화를 나타낸 것이다. 높은 reduced frequency에서는 자유흐름 속도와 익형의 운동에 대한 속도 차이로 plunging 운동에 대한 유효 받음각의 크기가 더욱 커지므로 동적실속 현상이 일어나기 더욱 좋은 조건이 되고 그에 따라 더욱 강한 와류가 앞전에서 발생할 수 있으므로 추진계수의 값이 더욱 커짐을 발견할 수 있다. 그림에서 η 는 추진효율을 나타내는 것인데, 추진효율면에서는 최대값이 존재하는 최적조건이 있음을 나타낸다. Fig. 18은 plunging운동에서의 진폭의 효과를 보기 위해 나타내었다. 같은 reduced 주파수의 경우에서라도 plunging운동의 진폭이 커질수록 유효 받음각이 커지는 효과를 나타내기 때문에 높은 추력계수를 보인다.

5. 결론

본 연구를 통하여 동적실속에 따른 flapping 운동 하는 익형의 추력발생 원리를 확인 할 수 있었다. 이러한 동적실속에 따른 익형의 추력발생은 앞전에서 나타나는 와류의 저압영역이 익형에 대하여 양력과 함께 추력성분에 기여하는 과정으로 설명 될 수 있었고, 이를 뒷받침 해주는 증거로 공력계수의 변화와 앞전 와류의 생성 싸이클을 비교하였다. 따라서 앞전에서 나타나는 와류의 강도를 높여 주면 추력 계수가 증가함을 보였고, 이러한 와류 강도의 증가는 익형의 plunging 운동에 따른 유효 받음각의 증가에 따른 동적 실속의 영향으로 얻어질 수 있었다.

참고문헌

- [1] Jones, K. D., and Platzer, M. F., *AIAA Paper 97-0826, Reno, NV, Jan. 1997*
- [2] Isogai, K., and Shinmoto, Y., *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 10, Oct. 1999, pp.1145~1151
- [3] Ismail H. Tuncer, Ralf Walz, M. F., *AIAA Paper 98-32420, Reno, NV, Jan. 1998*
- [4] Rogers, S. E., and Kwak, D., *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 2, Feb. 1990, pp.253~262
- [5] Menter, F. R., *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, Aug. 1994, pp.1598~1605
- [6] Kim, C. S., Kim, C., and Rho, O. H., *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 8, Aug. 2000, pp. 1360~1368
- [7] Koochesfahani, M. M., *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 9, Sep. 1989, pp.1200~1205
- [8] Ramamurti, R., and Sandberg, W., *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 2, Feb. 2001, pp.253~260
- [9] 이정상, 김종암, 노오현., *한국항공우주학회지*, 30권 4호, 2002년, 6, pp.44~52

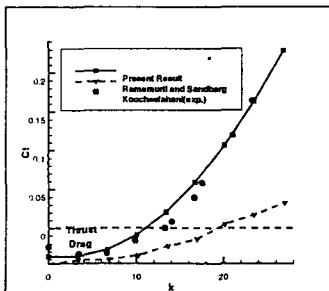


Fig. 6. Thrust as a function of reduced

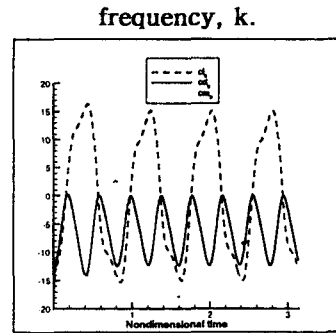


Fig. 7. Aerodynamic coefficient variation

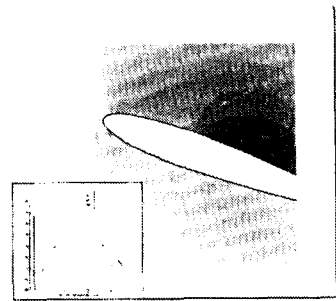


Fig. 8. Instantaneous pressure field

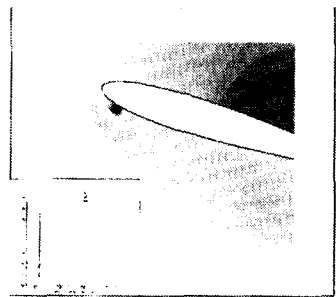


Fig. 9. Instantaneous pressure field

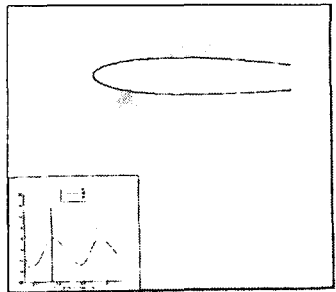


Fig. 10. Instantaneous pressure field

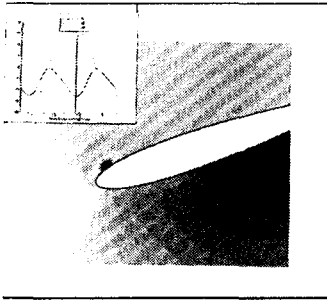


Fig. 11. Instantaneous pressure field

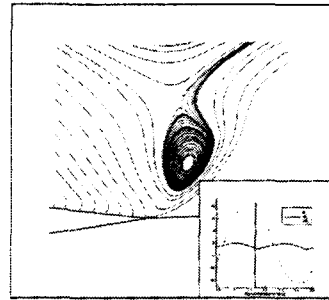


Fig. 15. Instantaneous stream line

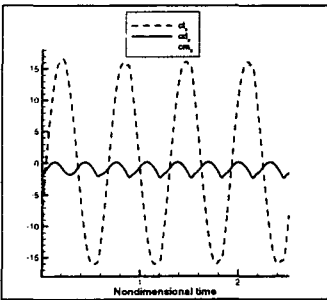


Fig. 12. Aerodynamic coefficient variation

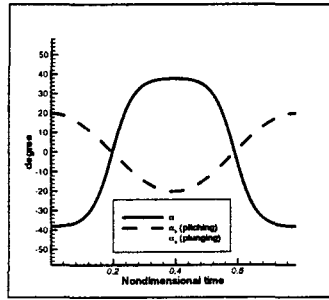


Fig. 16. Effective angle of attack

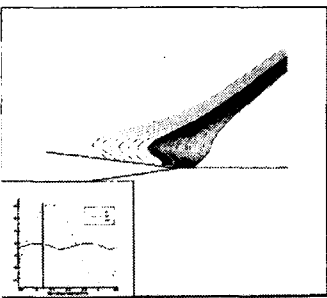


Fig. 13. nstantaneous stream line

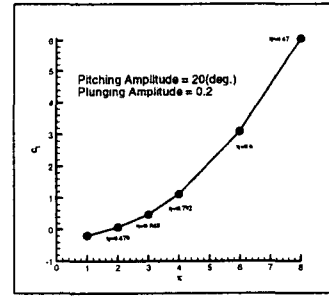


Fig. 17. C_t VS reduced frequency

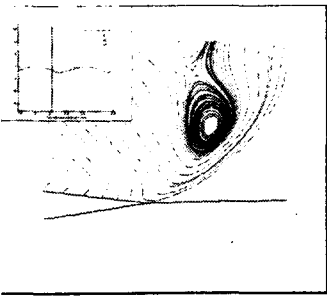


Fig. 14. Instantaneous stream line

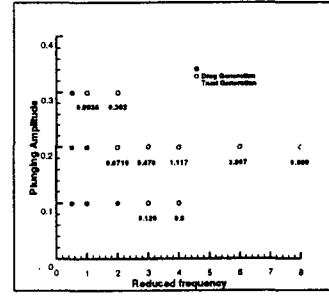


Fig. 18. Plunging amplitude effect