

섭동법을 이용한 30% U형 공기윤활 슬라이더 베어링의 동특성 해석

강태식 · 정태건* · 최동훈**

한양대학교 대학원 기계설계학과

*건국대학교 기계공학부

**한양대학교 기계공학부

An Analysis of Dynamic Characteristics of 30% U Slider-Air Bearings by Using Perturbation Method

Tae-Sik Kang, Tae-Gun Jeong*, and Dong-Hoon Choi**

Graduate School, Hanyang University

*School of Mechanical Engineering, Konkuk University.

** School of Mechanical Engineering, Hanyang University

Abstract—This study presents a method for determining stiffness and damping coefficients of 30% U slider-air bearings by using perturbation method, and shows that this method is more accurate than steady state method according to the comparison of those with the modal analysis method. Through a generalized lubrication equation, which based on linearized Boltzmann equation, the static and dynamic pressure distributions are calculated by finite volume method.

Key words— Air-Lubricated Slider Bearing, Dynamic Characteristics, HDD, Perturbation Method

1. 서 론

하드디스크 드라이브(HDD)의 기록밀도 향상을 위해 슬라이더와 디스크 사이의 간극은 끊임없이 줄어들었다. 그러나 계속된 윤활간극의 감소는 슬라이더와 디스크간의 예기치 못한 충돌 가능성을 증가시키고, 자기 저장 데이터 손실을 가져오게 되었다. 따라서, HDD의 성능을 향상시키기 위해서는 슬라이더와 디스크간의 극소윤활간극을 안정되게 유지하고, 빠르게 정상상태에 이르며, 신뢰할 수 있는 슬라이더와 디스크간의 접촉영역을 지녀야 한다. 이에 다양한 운전조건하에서 슬라이더의 동특성을 예측하는 연구가 수행되고 있으며, 헤드와 디스크로 이루어진 공기 베어링의 강성과 감쇠를 계산하고 이를 헤드 슬라이더의 설계에 이용하고 있다.

우선 Ono(1975)[1]는 섭동법과 유한차분법

(FDM)을 이용하여 동압력 분포를 계산하고 디스크의 수직방향의 움직임에 대한 헤드 슬라이더의 응답특성을 구하였다. 이때 이용된 공기베어링의 지배방정식인 레이놀즈 방정식은 공기의 벽면 미끄럼현상을 고려하지 않아 극소윤활간극을 지닌 공기베어링에는 적용하기가 어려운 단점을 지니고 있다. 이와 같은 이유로 Kogure(1983)[2] 등은 공기의 벽면 미끄럼현상을 고려하기 위하여, 기체역학 이론에 기초한 Burgdorfer[3]의 수정레이놀즈 방정식을 이용하였으나, 이는 공기의 벽면 미끄럼을 1차원 미끄럼(1st-order slip)으로 가정하므로 윤활간극이 공기 분자의 평균자유비행거리(mean free path)와 비슷하거나 낮아지게 될 경우 적용에 어려움이 있다. 슬라이더 공기 베어링의 동특성을 계산하기 위하여 제어체적법(control volume method)을 이용하여 윤활방정식을 이산화하고 유한차분법을 이용

하여 동압력을 계산하였다. Deng(1997)[4] 등은 극소윤활간극에도 적용이 가능한 일반화된 윤활 방정식(generalized lubrication equation)을 이용하고 섭동법과 유한요소법(FEM)을 이용하여 공기베어링의 강성과 감쇠를 구하였다. 한편 Bogy(1997)[5] 등은 베어링의 강성과 감쇠를 계산하기 위하여 모드해석법(modal analysis method)을 이용하였다. 김종수(1997)[6]는 부채꼴형 틸팅패드 추력베어링의 강성과 감쇠를 계산하기 위하여 섭동법을 사용하였으며, 이는 비압축성 유체윤활에만 적용할 수 있는 계산 방법이다.

본 연구에서는 베어링의 동특성 계수를 계산하기 위하여 섭동법을 이용하였으며, 지배방정식을 해석하기 위해 극소윤활간극을 지닌 경우와 임의의 헤드슬라이더 형상에 대하여 적용이 가능한 해석방법을 제시하고자 한다. 그리고 제시된 해석방법을 이용하여 30% U형 공기윤활 슬라이더의 강성과 감쇠를 구하고, 이를 정상상태 방법과 모드해석법을 이용하여 구한 값들과 비교하여 해의 정확성을 검증하고자 한다. 정상상태 방법은 슬라이더의 정상상태에서 병진 방향(z), 피치방향(α), 그리고 롤 방향(β)으로 각각을 작게 변화시켰을 때 발생하는 병진 방향의 부상력, 피치와 롤 방향의 모멘트의 변화를 유한차분법을 이용하여 계산하는 방법이다. 이러한 방법을 이용할 경우에는 공기베어링의 스퀴즈 영향을 고려하지 못함으로써 정확한 값을 주지 못하는 단점을 지니고 있다. 반면에 모드해석법은 공기베어링의 동적거동 자료를 직접 이용함으로써 정확성은 뛰어나지만 계산시간이 많은 단점을 지니게 된다. 그러나 섭동법을 이용하게 되면 공기베어링의 스퀴즈 영향을 고려할 수 있고 계산시간도 작다는 장점을 지니고 있다.

2. 지배방정식

2.1 윤활방정식(generalized lubrication equation)

윤활방정식은 극소윤활 간극에서 발생하는 벽면 미끄럼현상을 고려한 선형화된 볼츠만 방정식(linearized Boltzmann equation)을 기본으로 한다. 이를 무차원화 된 형식으로 표현하면 식 (1)과

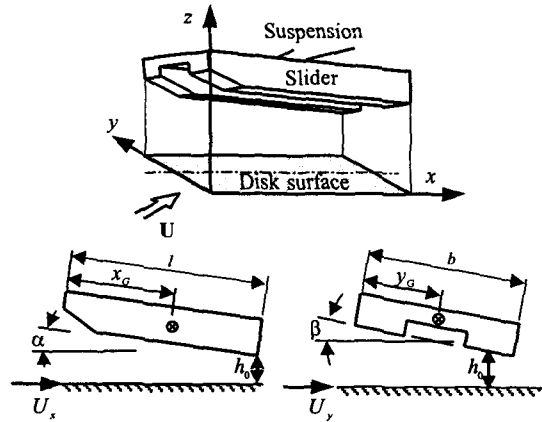


Fig. 1 Physical model of flying head slider

같다.

$$\nabla \cdot (QPH^3 \nabla P - \Lambda PH) - \sigma \frac{\partial PH}{\partial T} = 0 \quad (1)$$

여기서 P, H, T 는 각각 무차원화 된 압력, 윤활간극, 그리고 시간을 나타낸다. 그리고 Λ 와 σ 는 각각 베어링 수와 스퀴즈 수이다. Q 는 포아제 유동항을 나타내며 윤활간극과 공기분자의 평균자유티거리의 비로 표현되는 역렛센 수(D)의 함수로 표현된다. 이들은 각각 다음과 같은 식으로 정의 된다.

$$\begin{aligned} P &= p/p_a \\ H &= h/h_0 \\ \Lambda &= 6\mu U l / (p_a h_0^2) \\ \sigma &= 12\mu \omega_0 l^2 / (p_a h_0^2) \\ Q &= f(D) \end{aligned} \quad (2)$$

위의 식 (2)의 자세한 표현식은 문헌 [7]을 참조하면 된다.

2.2 동특성 계수

식 (1)에 섭동법을 적용하기 위하여 P, H , 그리고 Q 에 대한 각각의 미소변화를 식 (3)-(5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$H = H_0 + \Delta H \quad (3)$$

$$P = P_0 + \Delta P \quad (4)$$

$$Q = Q_0 + \Delta Q \quad (5)$$

여기서 하첨자 0 은 정상상태를 나타낸다. ΔH 와 ΔP 는 Fig. 1 과 같이 슬라이더의 세가지 운동인 병진(z), 피치(α), 그리고 롤(β) 모드에 의하여 식 (6)과 식 (7)과 같이 표현된다.

$$\Delta H = Z + \Theta(X_G - X) + \Pi(Y_G - Y) \quad (6)$$

$$\Delta P = G_1 Z + G_2 \Theta + G_3 \Pi \quad (7)$$

여기서, $Z = z/h_0$, $\Theta = \alpha l/h_0$, $\Pi = \beta l/h_0$ 를 나타낸다. 그리고 식 (5)의 ΔQ 는 식 (8)과 같이 표현된다.

$$\Delta Q = D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} (P_0 \Delta H + \Delta P H_0) \quad (8)$$

식 (3)~(8)을 식 (1)에 대입하고 라플라스 변환하면 식 (9)와 같이 동압력 G_i 에 대한 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \nabla \cdot \left[\left\{ \Lambda H - \left(Q_0 H_0^3 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0 H_0^4 \right) \nabla P \right\} G_i - Q_0 P_0 H_0^3 \nabla G_i \right] \\ = -j\Omega\sigma (H_0 G_i + P_0 F_i) \\ - \nabla \cdot \left\{ \Lambda P_0 F_i - \left(3Q_0 \bar{P}_0 H_0^2 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0^2 H_0^3 \right) \nabla P_0 F_i \right\} \end{aligned} \quad (9)$$

식 (9)에서 F_i 는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} F_i &= 1 & \text{if } t=1: \text{병진운동} \\ &= X_G - X & \text{if } t=2: \text{피치운동} \\ &= Y_G - Y & \text{if } t=3: \text{롤운동} \end{aligned} \quad (10)$$

식 (9)로부터 G_i 를 계산한 후 이를 이용하여 공기 베어링의 무차원 강성행렬 K_{rs} 과 감쇠행렬 C_{rs} 를 식 (11)과 같이 구할 수 있다.

$$K_{rs} + j\Omega C_{rs} = -\int_0^B \int_0^l F_r G_s dXdY \quad (11)$$

여기서, r, s 가 각각 1 이면 병진운동, 2 이면 피치운동, 3 이면 롤 운동과 관련된 동특성을 나타낸다. B 는 슬라이더의 길이로 무차원화된 슬라이더의 너비를 나타낸다. 그리고 차원을 지닌 강성행렬 k_{rs} 와 감쇠행렬 c_{rs} 는 식 (12)로부터 구할 수 있다.

$$k_{rs} + j\omega c_{rs} = \chi_{rs} (K_{rs} + j\Omega C_{rs}) \quad (12)$$

여기서,

$$\begin{aligned} \chi_{rs} &= p_a b l / h_0 & \text{if } r=1 \text{ and } s=1 \\ &= p_a b l^2 / h_0 & \text{if } r=1 \text{ and } s=2,3 \\ &= p_a b l^2 / h_0 & \text{if } r=2,3 \text{ and } s=1 \\ &= p_a b l^3 / h_0 & \text{if } r=2,3 \text{ and } s=2,3 \end{aligned} \quad \text{이다.}$$

2.3 수치해석

식(9)를 다시 정리하면 다음과 같은 6 개의 식으로 표현된다.

$$\begin{aligned} F \{ \text{Re}(G_1) \} &= \Omega\sigma \{ H_0 \text{Im}(G_1) \} \\ - \nabla \cdot \left\{ \Lambda P_0 F_1 - \left(3Q_0 P_0 H_0^2 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0^2 H_0^3 \right) \nabla P_0 F_1 \right\} \end{aligned} \quad (13)$$

$$F \{ \text{Im}(G_1) \} = -\Omega\sigma \{ H_0 \text{Re}(G_1) + P_0 F_1 \} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} F \{ \text{Re}(G_2) \} &= \Omega\sigma \{ H_0 \text{Im}(G_2) \} \\ - \nabla \cdot \left\{ \Lambda P_0 F_2 - \left(3Q_0 P_0 H_0^2 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0^2 H_0^3 \right) \nabla P_0 F_2 \right\} \end{aligned} \quad (15)$$

$$F \{ \text{Im}(G_2) \} = -\Omega\sigma \{ H_0 \text{Re}(G_2) + P_0 F_2 \} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} F \{ \text{Re}(G_3) \} &= \Omega\sigma \{ H_0 \text{Im}(G_3) \} \\ - \nabla \cdot \left\{ \Lambda P_0 F_3 - \left(3Q_0 P_0 H_0^2 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0^2 H_0^3 \right) \nabla P_0 F_3 \right\} \end{aligned} \quad (17)$$

$$F \{ \text{Im}(G_3) \} = -\Omega\sigma \{ H_0 \text{Re}(G_3) + P_0 F_3 \} \quad (18)$$

위 식에서 좌변의 편 미분 연산자 F 는 다음과 같다.

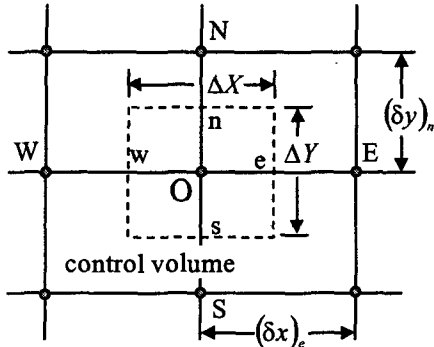


Fig. 2 Illustration of the control volume

$$F\{G\} = \nabla \cdot \left[\left\{ \Lambda_x H - \left(Q_0 H_0^3 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0 H_0^4 \right) \frac{\partial P_0}{\partial X} \right\} G - Q_0 P_0 H_0^3 \nabla G \right] \quad (19)$$

식 (13)~(18)의 방정식을 직교 공간좌표계에서 표현하면 식 (20)과 같다.

$$\frac{\partial J_x}{\partial X} + \frac{\partial J_y}{\partial Y} = S \quad (20)$$

여기서 J_x 와 J_y 는 식 (19)로부터 다음과 같이 정의된다.

$$J_x = \left[\left\{ \Lambda_x H - \left(Q_0 H_0^3 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0 H_0^4 \right) \frac{\partial P_0}{\partial X} \right\} G - Q_0 P_0 H_0^3 \frac{\partial G}{\partial X} \right]$$

$$J_y = \left[\left\{ \Lambda_y H - \left(Q_0 H_0^3 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0 H_0^4 \right) \frac{\partial P_0}{\partial Y} \right\} G - Q_0 P_0 H_0^3 \frac{\partial G}{\partial Y} \right]$$

그리고 식 (20)에서 우변항 S 는 식 (13)~(18)의 우변과 동일하다.

식 (20)을 Fig. 2와 같은 제어체적에 대하여 발산정리를 이용하여 이산화 하면 식 (21)과 같다.

$$a_O G_O = a_E G_E + a_W G_W + a_N G_N + a_S G_S + b \quad (21)$$

여기서,

$$a_E = \Phi_e A(\Psi_e) + \max(-\Gamma_e, 0)$$

$$a_W = \Phi_w A(\Psi_w) + \max(\Gamma_w, 0)$$

$$a_N = \Phi_n A(\Psi_n) + \max(-\Gamma_n, 0)$$

$$a_S = \Phi_s A(\Psi_s) + \max(\Gamma_s, 0)$$

$$a_O = a_E + a_W + a_N + a_S + (\Gamma_e - \Gamma_w + \Gamma_n - \Gamma_s)$$

$$b = S \Delta X \Delta Y$$

여기서, 제어체적에서 e 와 w 면에서 $\Phi = \frac{Q_0 P_0 H_0^3}{\delta x}$,

$\Gamma = \Lambda_x H - \left(Q_0 H_0^3 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0 H_0^4 \right) \frac{\partial P}{\partial X}$ 이며, n 과 s 면에서

$\Phi = \frac{Q_0 P_0 H_0^3}{\delta y}$, $\Gamma = \Lambda_y H - \left(Q_0 H_0^3 + D_0 \frac{\partial Q}{\partial D} P_0 H_0^4 \right) \frac{\partial P}{\partial Y}$ 이다. 그

리고 $\Psi = \frac{\Gamma}{\Phi}$ 이다. $A(\Psi)$ 는 Partankar(1980)[8]의

역승법(Power-Law scheme)에 의하여 다음과 같이

표현되는 함수이다.

$$A(\Psi) = \max\{0, (1 - 0.1|\Psi|)^5\}$$

공기베어링의 강성과 감쇠는 식 (13)~(18)에서 구한 동압력 G_i 를 식 (12)에 대입하여 구하게 된다. 식 (13)~(18)에 포함된 공기유향 베어링의 정상상태 P_0 , H_0 그리고 Q_0 는 식 (1)을 해석함으로써 구하게 된다.

3. 공기유향 슬라이더 베어링의 동특성

앞 장에서 기술된 해석기법에 따라 30% U형 공기유향 슬라이더 베어링의 동특성을 살펴 보았다. U형 공기유향 슬라이더의 형태는 Fig. 3과 같으며, 슬라이더의 재원과 작동조건들은 Table 1과 같다.

Table 1 Parameter values

Parameter	Dimension	Parameter	Dimension
Slider length	1.25 mm	Camber	0 nm
Slider width	1.0 mm	Velocity	15.56 m/sec
Taper length	0.1 mm	Pre-load	2.5 gf
Taper height	0.7 μ m	Skew angle	7.52°
Crown	20.3 nm	Recess depth	3.556 μ m

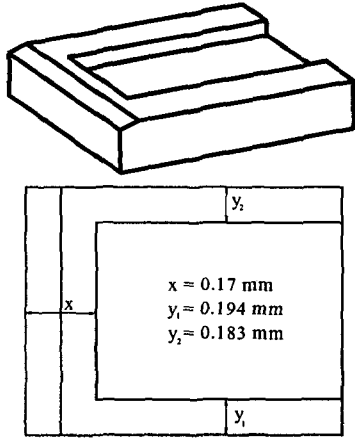


Fig. 3 Schematic of U slider

이와 같은 U형 공기윤활 슬라이더의 특징은 슬라이더를 디스크 방향으로 끌어들이는 부압이 슬라이더 중앙에 발생하도록 홈을 설계함으로써 부상력을 줄이고 강성과 감쇠를 크게 할 수 있다는 특징을 지니고 있다. 슬라이더에 발생하는 압력은 Fig. 4와 같고 이 때의 부상상태는 Table 2와 같이 Chen[9]의 결과와 비교하였으며 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Table 3는 모드해석법[5](Method 1), 섭동법(Method 2), 그리고 정상상태 방법(Method 3)을 이용하여 구한 U형 공기윤활 슬라이더의 강성값을 비교한 것이다. 모드해석법에 의한 강성값과 비교해 보았을 경우, 스퀴즈 영향을 고려하지 못한 정상상태 방법의 값이 가장 작고, 다음이 섭동법을 이용한 경우로써 보다 모드해석법에서 구한 값에 근접하고 있음을 알 수 있다. 이러한 섭동법의 결과가 모드해석법의 결과와 차이를 보이는 이유는 슬라이더의 관성 항이 고려되지 않아 순수한 공기윤활 베어링의 강성 값을 구하기 때문이다.

Table 2 Flying attitude

	Proposed	Chen
Flying height (nm)	44.2	45.0
Pitch angle (μ rad)	138.7	141.4
Roll angle (μ rad)	7.3	10.1

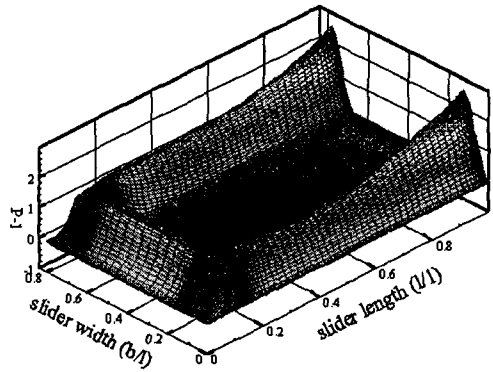


Fig. 4 Pressure profile of the 30% U slider

Table 3 Air bearing stiffness of the U slider

	k_{zz} (kN/m)	$k_{\alpha\alpha}$ (mN-m/rad)	$k_{\beta\beta}$ (mN-m/rad)
Method 1	1020.0	163.7	152.7
Method 2	969.4	160.0	159.0
Method 3	875.3	148.3	148.0

공기윤활 베어링의 감쇠 값은 $c_{zz}=1.04E-02$ (N-s/m), $c_{\alpha\alpha}=1.91E-11$ (N-m-s/rad), 그리고 $c_{\beta\beta}=4.84E-10$ (N-m-s/rad)으로 계산되었다.

4. 결 론

본 연구에서는 베어링의 동특성 계수를 계산하기 위하여 섭동법을 이용하였으며, 지배방정식을 해석하기 위해 극소윤활간극을 지닌 경우와 임의의 헤드슬라이더 형상에 대하여 적용이 가능한 해석방법을 제시하였다. 그리고 제시된 해석방법을 이용하여 U형 공기윤활 슬라이더의 강성과 감쇠를 구하고, 이를 정상상태 방법, 모드해석법을 이용하여 구한 값들과 비교하여 해의 정확성을 검증하였다.

정상상태 방법은 공기베어링의 스퀴즈 영향을 고려하지 못함으로써 정확한 값을 주지 못하며, 모드해석법은 공기베어링의 동적거동 자료를 직접 이용함으로써 정확성은 뛰어나지만 계산시간이 많은 단점을 지니게 된다. 그러나 섭동법을 이용하게 되면 공기베어링의 스퀴즈 영향을 고

려할 수 있고 계산시간도 작다는 장점을 지니게 된다.

섭동법을 이용하여 구한 동특성은 슬라이더의 관성 항을 고려하지 않은 순수한 공기 베어링의 동특성으로, 모드해석법을 이용하여 구한 값보다 작은 값을 갖게 됨을 알 수 있었다.

기호설명

b	: 슬라이더 너비
c_{rs}	: 감쇠계수
D	: 역숫센 수
G_i	: 동압력
H	: 무차원 윤활간극
h_0	: 최소윤활간극
k_{rs}	: 강성계수
l	: 슬라이더 길이
P	: 무차원 압력
p_a	: 대기압
Q	: 포아제 유동함
t	: 시간
x, y, z	: 좌표계
X, Y, Z	: 무차원 좌표계
X_G, Y_G	: 무차원 질량중심
U	: 유속
α	: 피치각
β	: 롤각
σ	: 스퀴즈 수
ω	: 각속도
Ω	: 무차원 각속도
Λ	: 베어링 수

참고문헌

1. Ono, K., 1975, "Dynamic Characteristics of Air-Lubricated Slider Bearing for Noncontact Magnetic Recording," ASME Journal of Lubrication Technology, Vol. 97, No. 2, pp. 250-260
2. Kogure, K., Fukui, S., Mitsuya, Y., and Kaneko, R., 1983, "Design of Negative Pressure Slider for

- Magnetic Recording Disks," ASME Journal of Lubrication Technology, Vol. 105, pp. 496-502
3. Burgdorfer, A., 1959, "The Influence of the Molecular Mean Free Path on the Performance of Hydrodynamic Gas Lubricated Bearings," ASME Journal of Basic Engineering, Vol. 81, No. 1, pp. 94-100
4. Deng, Z., Mitsuya, Y., and Ohka, M., 1997, "Flying Characteristics of Head Sliders when Travelling over Magnetic Disk Surfaces," International Conference on Micromechatronics for Information and Precision Equipment, Tokyo, pp. 90-95
5. Bogy, D. B., Zeng, Q. H., and Chen, L. S., 1997, "Air-Bearing Designs for Stable Performance in Proximity Magnetic Recording," International Conference on Micromechatronics for Information and Precision Equipment, Tokyo, pp. 65-70
6. 김종수, 1997, "틸팅 패드 추력베어링의 동특성 해석," 한국윤활학회지 제 13 권 제 3 호, pp. 33-41
7. Fukui, S. and Kaneko, R., 1988, "Analysis of Ultra-Thin Gas Film Lubrication Based on Linearized Boltzmann Equation: First Report - Derivation of a Generalized Lubrication Equation Including Thermal Creep Flow," ASME Journal of Tribology, Vol. 110, pp. 253-262
9. Partankar, S. V., 1980, *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*, McGraw-Hill, New York, NY
10. L. Chen and D.B.Bogy, 1997, "A Numerical Study of the Take-Off Dynamics of the TNPS, Tri-K, and U Sliders," Technical report 97-02, Computer Mechanics Lab., Department of Mechanical Engineering, University of California at Berkeley, 1997