

CFD에 의한 발사체 롤 베인 제어 효율성 예측 및 구동 시스템 설계

김영훈^{1*}, 옥호남², 김인선³

AN ESTIMATION OF THE ROLL CONTROL EFFECTIVENESS OF THE ROLL VANES OF A LAUNCH VEHICLE USING CFD AND DESIGN OF AN ACTUATION SYSTEM

Younghoon Kim, Honam Ok and Insun Kim

A conceptual design for the movable roll vane system is done for the roll stability control of KSLV-I. The control effectiveness of the roll vanes is estimated using the numerical simulation. The hinge location is selected to minimize the torque requirement at the maximum dynamic pressure condition, and the maximum torque of 3.0 kN-m is found to be required to actuate the roll vanes for the entire range of operation. An electro-mechanical actuator system which is composed of a DC motor, the speed reducers, the battery package and the controller is designed using the given requirements, the maximum torque of 3.0 kN-m, the maximum deflection angle of 25 deg. and the maximum angular velocity of 30 deg/sec. More detailed design to make more compact and highly efficient system will be done in the future.

Key Words: 발사체(Launch Vehicle), 롤 베인(Roll Vane), 제어 효율성(Control Effectiveness), 전산유체역학(CFD), 구동 시스템(Actuation System)

1. 서 론

KSLV-I에는 1단 비행 구간에서의 롤 운동 제어를 위해 한 쌍의 롤 베인(Roll Vane)이 1단 하부에 장착되어 있다. 이와 같은 조종면을 이용한 제어방식은 전 비행 영역에서 높은 동압이 분포하는 missile에는 널리 사용되고 있으며, 그 효율성에 있어서도 다른 자세 제어 방식에 비하여 훨씬 뛰어나다. 그러나 이 방식은 Soyuz의 부스터에 장착된 공력판(Aerofin 혹은 Rudder, Fig. 1)과 Start에 사용된 공력 패널(Aerodynamic Panel 혹은 Grid Fin)을 제외하고는 발사체에 적용된 예를 거의 찾아 볼 수 없다. Soyuz와 Start 발사체는 단지 롤 운동 제어 뿐 만 아니라 피치, 요 운동을 동시에 제어하는 조종면을 부착하였지만, KSLV-I에 부착한 롤 베인은 롤 운동만을 제어

하게 된다. 따라서 롤 베인을 선택하게 된 배경과 원리를 이해하고 이들이 어떤 시점에서 사용되는지를 알기 위해서는 롤 베인 제어 효율성을 먼저 파악해야 할 필요가 있다. 따라서 본 연구에서는 전산유동해석을 이용하여 KSLV-I에 장착된 롤 베인이 어느 정도의 롤 제어 능력을 갖추고 있는지를 파악하고자 하며, 아울러 구동 시스템의 설계에 필요한 최대 구동 토크의 크기를 예측하고자 한다. 또한 제어 효율성 예측 결과를 토대로 전기-기계식 롤 베인 구동장치를 개념설계 하였다.

2. 제어 효율성 예측

2.1 접근 방법

롤 베인은 회전 운동하는 날개와 이를 지지하고 구동장치를 감싸고 있는 하우징(Housing) 두 부분으로 구성 된다 [Fig. 2(a)]. 롤 베인이 회전하지 않는다면, 격자 형성에 어려움이 없으므로 전체 형상에 대한 해석에 큰 문제가 없었다. 하지만 롤 제어력을 얻기 위해 롤 베인이 회전하면 롤 베인 일부가

*1 정희원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹

*2 정희원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹

*3 정희원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹

*E-mail : ykim@kari.re.kr

하우징에서 벗어나게 되어 형상이 복잡해진다. 중첩격자기법을 이용한다면, 복잡한 형상에 대한 격자계 구성 및 해석이 가능하지만 설계 초기 단계에서 롤 베인 효율성을 예측하기 위해 앞서 기술한 복잡한 형상에 대한 해석을 수행 할 필요는 없다. 그러므로 날개 회전을 고려할 경우, 하우징 형상을 무시하고 날개 끝을 동체로 확장한 단순한 형상에 대해 해석을 수행하는 것이 효율적이다.[Fig. 2(b)]

두 개의 롤베인이 각각 반대 방향으로 움직이고, 동체로 유입하는 바람의 방향을 예측할 수 없기 때문에 모든 경우에 대한 공력데이터를 확보하기 위해서는 전체 롤 각 변화에 따른 해석이 수행되어야 한다. 이 경우, 엄청난 계산시간이 필요할 뿐 만 아니라 풍동시험에 의한 정확한 해석결과가 동반되어야 한다. 하지만 동체와의 교란이 크지 않다면, 롤 베인만을 따로 떼어내어 경제적인 해석을 수행할 수 있다. 본 연구에서는 동체와 교란정도를 확인 한 후, 롤 베인만을 고려하여 롤 제어력을 예측하였다.

2.2 예측 기법

유동장의 계산에는 한국항공우주연구원 열/공력그룹의 전산유동해석 코드를 사용하였으며, 그 내용을 요약하면 다음과 같다. RANS(Reynolds- Averaged Navier-Stokes) 방정식을 유한차분법을 사용하여 차분화 하였으며, 연구용이 아닌 설계용 코드가 갖추어야 할 정확도와 효율성 양면의 요구 조건을 만족하기 위하여 2차 및 4차의 인공 감쇄항을 도입하는 중압차분법을 사용하였다 [2]. 차분식의 시간 적분은 대각화된 3요소 적분법(Diagonalized 3 Factored Implicit Scheme)[3]을 사용하였으며, 수렴의 가속화를 위해 다단 격자(Multi-Grid) 기법을 사용하였다. 난류 점성항의 계산을 위해 Spalart-Allmaras 1 방정식 모델[4]을 사용하였으며, 유동 해석과 분리하여 적분하였다. 복잡한 형상에 대한 해석을 용이하게 하기 위해 Steger에 의해 제안된 중첩 격자(Chimera Overset Grid) 기법[5]을 사용하였다.

2.3 예측 결과

롤 베인이 10도 회전 했을 경우, 전체 형상에 대해 받음각과 롤 각을 변화시켜 가며 몇 가지 수치해석을 수행하였다. 최대동압조건 마하수 1.195에 대한 롤링모멘트 계수가 Table. 1에 나와 있다. 기준 길이는 하단 직경을, 기준 면적은 하단 기저부 면적을 이용하였다. Table. 1에 많은 양의 자료가 나와 있지는 않지만, 롤 베인에 의한 롤링모멘트는 받음각과 롤 각에 큰 영향을 받지 않는 것으로 보아 롤 베인 회전각에 의해 결정된다고 할 수 있다. 여기에 나타내지는 않았지만, 다른 마하수 조건에서도 이와 같은 현상이 나타났다.

Fig. 3에 동체와의 간섭을 고려하지 않고 롤 베인만을 해

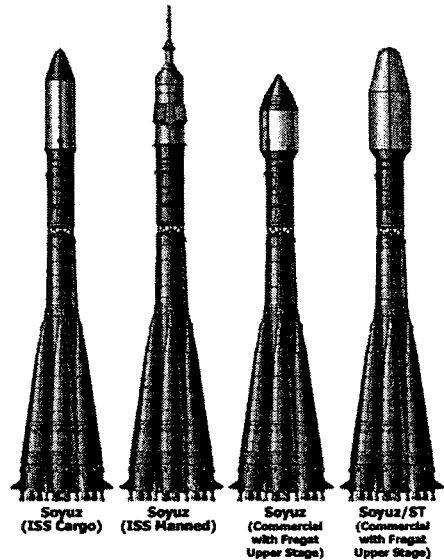


Fig. 1 Aerofins (Rudders) attached to the boosters of the Soyuz Vehicle

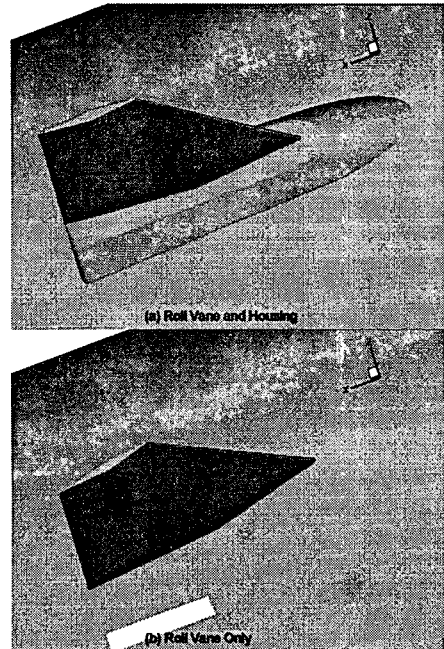


Fig. 2 Original roll vane geometry and simplified deflection model

석한 경우, 마하수와 받음각 변화에 따른 롤링모멘트 계수 값이 나와 있다. 아음속 영역을 제외한 모든 영역에서 롤링모멘트계수가 받음각에 따라 선형적으로 변함을 알 수 있다. 또한 Table. 1에 나타낸 값을 Fig. 3에 표시하여, 동체 간섭에 의한

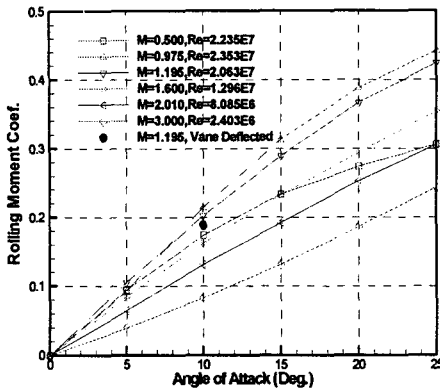


Fig. 3 Rolling Moment Coefficient vs. Angle of Attack for Isolated Roll Vanes

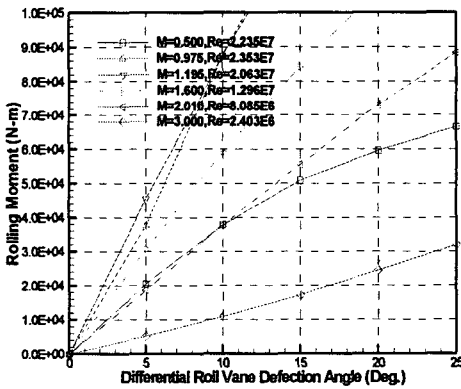


Fig. 4 Rolling Moment Produced by Differential Roll Vane Deflections

영향이 크지 않음을 확인하였다. 동체에 롤 베인을 장착할 경우, 일반적으로 더 많은 양의 공기력을 발생시켜, 수직력과 피칭모멘트의 증가를 야기한다. 하지만, Fig. 3을 통해 알 수 있듯이 롤링모멘트는 감소한다. 각각의 롤 베인이 반대방향으로 움직이고 롤 베인이 동체의 경계층영역에 일부 포함되므로 수직력의 증가가 롤링모멘트를 증가시키지는 않았다. 롤 베인 제어 효율성 예측에 있어서, 롤 베인 만을 따로 떼어내어 해석할 경우 보수적인 결과를 만들어 내기 때문에 설계과정에서 이와 같은 방법을 사용한다면 좀 더 효율적이고 경제적으로 접근할 수 있다.

앞서 구한 롤링모멘트 계수에 기저부 면적과 직경, 동압을 곱하여 구한 롤링모멘트 값이 Fig. 4에 나와 있다. 최대 롤링모멘트가 필요한 천음속 및 낮은 초음속구간에서 최대 롤링

모멘트가 발생하기에 발사체 설계에 큰 도움을 줄 것으로 판단된다. 천음속 영역에서 생성되는 롤링모멘트의 크기를 보면, 굳이 롤 베인을 최대로 회전시키지 않아도 원하는 제어 모멘트를 얻을 수 있을 것이다. 고 고도에서는 고 마하수로 비행하지만, 작용하는 롤링 모멘트가 크지 않기 때문에 원하는 제어 모멘트를 얻기 위해서는 롤 베인 회전각을 증가시켜야 할 것이다. 또한 롤 베인 시스템을 적절히 사용하기 위해서는 어떠한 교란이 작용하고 그에 따른 롤링모멘트가 얼마만큼 필요한지를 먼저 고려하여야 한다.

Table. 1 Comparison of Rolling Moment Coefficients

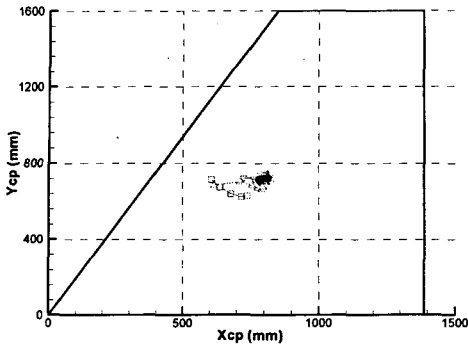
roll angle (deg.)	0.0	0.0
angle of attack (deg.)	0.0	5.0
rolling moment coef.	0.1885	0.1848
roll angle (deg.)	45.0	90.0
angle of attack (deg.)	5.0	5.0
rolling moment coef.	0.1864	0.1810

롤 베인 구동장치를 설계하기 위해서는 마하수와 받음각에 따른 압력중심의 위치변화를 예측해야한다.[Fig. 5] 압력중심의 X좌표(X_{cp})는 롤 베인 뿌리부분의 앞전부터 구했고, Y좌표(Y_{cp})는 뿌리부분부터의 거리를 측정하였다. 작용하는 동압이 증가할 경우, 동일한 각 만큼 롤 베인을 회전시키기 위해서는 더 많은 양의 토크가 필요하기 때문에 최대 동압조건인 마하수 1.195에 대해 힌지모멘트를 최소화 시키도록 힌지 날개 뿌리 앞전에서 750 mm를 힌지 위치로 삼았다.

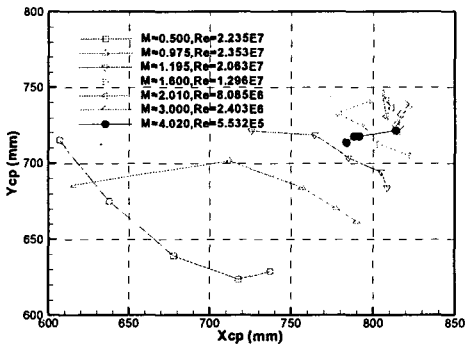
힌지 위치에 작용하는 힌지모멘트와 힌지모멘트계수를 Fig. 6에 나타내었다. 초음속 영역에서 모든 받음각에 대해 힌지모멘트가 음의 값을 나타낸다. 이는 토크가 작용하지 않을 때는 롤 베인이 중립위치로 되돌아오려 함을 뜻한다. 아음속 구간에서는 롤 베인 회전각이 증가함에 따라 힌지모멘트 계수의 부호가 변하고, 이는 롤 베인 장치 설 계 시 주의 깊게 고려해야한다. 해석 결과를 토대로 롤 베인 장치를 구동시키기 위한 최대 토크를 3.0 kN-m로 정하였다.

3. 전기-기계식 구동장치 설계

롤 베인 하우징 크기를 고려하고 설계요구조건, 롤 베인 최대회전각 25도, 최대 토크 3.0 kN-m 및 최대 각속도 30 deg/sec를 만족시키는 전기-기계식 롤 베인 구동 장치를 설계하였다.[Fig. 7(a)] 설계한 구동 장치는 DC 모터, 여러 개의 기어로 구성된 감속기, 제어기 및 전원공급 장치로 이루어져 있다. 하우징의 크기가 작기 때문에 큰 동력을 얻기 위해서는 작은 크기의 DC 모터와 감속기를 필요로 한다. Fig. 7(b)는 8개의 외접 스퍼기어와 1개의 내접 스퍼기어 및 1쌍의 베벨기



(a) Location of Pressure Center



(b) Location of Pressure Center (Close-Up View)

Fig. 5 Center of Pressure for Different Mach Numbers and Angles of Attack

어로 구성된 감속기를 보여준다. 모든 기어는 모듈 3 mm로 가정하였다. DC 모터와 감속기에 대한 자세한 제원은 Table. 2와 Table. 3에 나와있다. DC 모터에서 나오는 출력 조건과 감속기를 이용하여 구한 최대출력토크는 4.0 kN-m이고 최대 각속도는 42 deg/sec로 설계요구조건을 만족한다.

감속기 설계에 있어서 감속비는 다음 부등식을 만족해야 한다.

$$\frac{T_{LS}}{T_{MP}\eta} < n < \frac{\omega_{MO}}{\omega_{LD}}$$

n : the speed ratio

T_{LS} : the maximum design torque

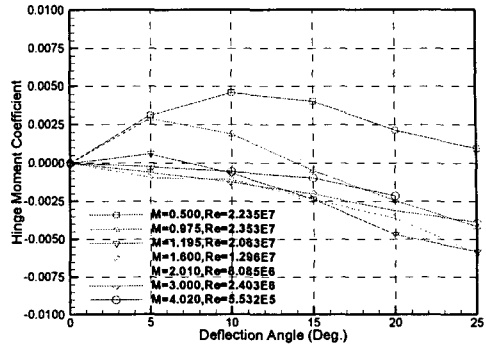
T_{MP} : the continuous torque of the motor

η : the efficiency of the speed reducer

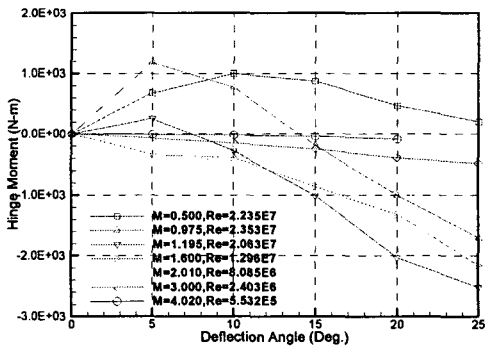
ω_{MO} : the maximum RPM of the motor

ω_{LD} : the maximum design angular velocity

Table. 2에 나와있는 제원과 감속기 효율 η 를 0.8로 가정



(a) Hinge Moment Coefficient



(b) Hinge Moment

Fig. 6 Hinge Moment Acting on the Roll Vane

했을 경우 감속비 n 은 426과 640사이에 위치해야 한다. 설계한 감속비는 457이므로 위 부등식을 만족한다.

전원공급장치는 무게가 가볍고, 열방출량이 적어야 하기에 리튬-이온전지를 선택하였다.

제어기는 항법장치로부터 입력신호를 받아들여 롤 베인을 적절히 구동시키기 위한 각변위 센서와 여러 가지 소 제어기로 구성된다.

Table. 2 Specification of the DC Motor

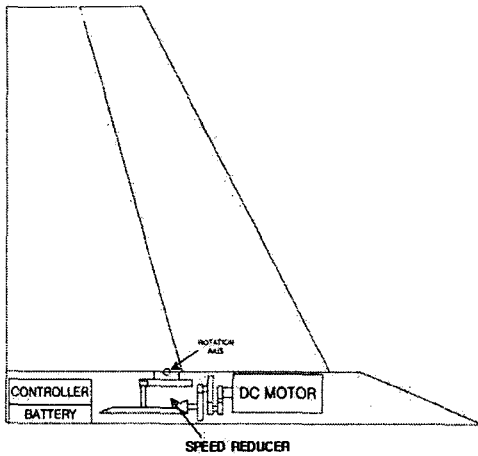
horsepower	2.5 HP
kilowatts	1.9 KW
maximim operating speed	3200 RPM
continuous torque	8.8 N-m
current@continuous torque	26 Amps
maximum terminal voltage	115 Volts
length	350 mm
diameter	150 mm
weight	13 Kg

4. 결 론

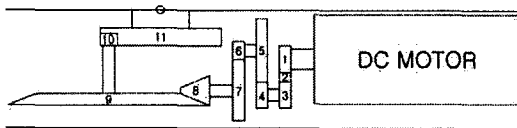
KSLV-I 롤 운동을 제어하는 롤 베인에 대한 개념설계를 수행하였다. 먼저 수치해석기법에 의해 롤 베인의 제어 효율성을 예측하였다. 힌지 위치를 정하기 위해 최대동압조건에 대해 최소 토크가 작용되도록 정하였으며, 작동 범위를 고려하여 최대 토크는 3.0 kN-m로 정하였다. 주어진 설계요구조건을 만족시키며 롤 베인을 구동시키기 위해, DC 모터, 감속기와 전원공급장치, 제어기로 구성된 전기-기계식 구동장치를 설계하였다.

참고문헌

- [1] 조광래 외, 2005, "소형위성발사체(KSLV-I)개발사업(III)," 연구보고서, 한국항공우주연구원.
- [2] Pulliam, T.H., 1985, "Artificial Dissipation Models for the Euler Equations," *AIAA Paper 85-0438*.
- [3] Pulliam, T.H. and Chaussee, D. S., 1981, "A Diagonal Form of an Implicit Approximate - Factorization Algorithm," *Journal of Computational Physics*, Vol.39, p.347-363.
- [4] Sparart, P.R. and Allmaras, S.R., 1992, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *AIAA Paper 92-0439*.
- [5] Steger, J.L., Dougherty, F.C., and Benek, J.A., 1983, "A Chimera Grid Scheme," *ASME FED-5*, 59-69.



(a) Schematic of Subsystems of the Roll Vane Actuator System



(b) Schematic of the Speed Reducer

Fig. 7 Schematics of the Roll Vane Actuator System

Table. 3 Specification of the Speed Reducer

gear	tooth numbers	pitch diameter (mm)	weight (Kg)
1	15	45	0.33
2	5	15	0.1
3	15	45	0.33
4	15	45	0.33
5	35	105	1.9
6	10	30	0.3
7	35	105	1.9
8	10	30	0.2
9	100	300	8
10	10	30	0.2
11	70	210	2