

PASEM을 이용한 KSR-III Nose Fairing 분리운동 예측

옥호남*, 김인선**, 라승호***, 김성룡****, 오범석*****

Trajectory Prediction of the Separated Nose Fairings of KSR-III Using PASEM

Honam Ok*, Insun Kim**, Sung-Ho Ra***, Seong-Lyong Kim****, Beom-Suk Oh*****

Abstract

The nose fairings of KSR-III are designed to be separated from the rocket by explosive force at the mission altitude to expose the payload. Adequate amount of separation force should be imposed to allow safe separation without collision between the fairings and the rocket, and the separation device was designed for the separation at very high altitude where almost no air load was expected. As the development of KSR-III goes on, several design changes have been made and lower separation altitude of 45km is expected as a result. Under these circumstances, it is required to determine if the nose fairings can be separated without collision with much severer air load than for the design condition. In this study, the 6-DOF motion analysis program, PASEM, which was developed to predict the strap-on booster separation, is modified to simulate the pivotal motion of the fairings at early stages of separation. The accuracy of pivot motion simulation is validated by comparison with the results of ground test and the accurate separation conditions are deduced from it. Trajectory simulations are performed to see if separation without collision is possible with varying angle of attack, direction of gravity, and the effect of gust. It is also found that reducing the separation angle of the clamshell hinge from 60 degrees to 45 degrees can enhance separation safety and separation at lower altitude of 40km can be done without collision.

초 록

KSR-III의 탑재부를 보호하고 있는 nose fairing은 목표 고도에 도달하면 화약 폭발에 의한 분리 장치의 작용으로 탑재부가 주어진 임무를 수행할 수 있도록 로켓으로부터 떨어져 나가도록 설계되어 있다. 이때 분리된 fairing이 로켓에 부딪치지 않고 안전하게 분리될 수 있게 하기 위해서는 적절한 크기의 분리력이 가해져야 하며, 이러한 분리력의 결정에 있어서 공기의 영향이 거의 없는 고고도 조건을 가정하였다.

* 열공력그룹/honam@kari.re.kr

*** 열공력그룹/ra@kari.re.kr

***** 기술경영그룹/obs@kari.re.kr

** 열공력그룹/iskim@kari.re.kr

**** 열공력그룹/saintl@kari.re.kr

그러나 KSR-III의 설계가 진행됨에 따라 발사체의 임무에 수정이 가해졌으며, fairing의 분리도 고고도가 아닌 공력의 영향이 상당 부분 남아 있는 고도 45km에서 이루어질 것으로 예상됨으로써 이러한 새로운 조건에서도 충분히 안전한 분리를 이룰 수 있는지의 여부에 대한 확인이 필요하게 되었다. 본 연구에서는 병렬형 부스터 분리 운동 해석을 위해 개발되었던 6자유도 운동방정식 해석 프로그램인 PASEM을 fairing 힌지를 모사할 수 있도록 수정을 가하여 fairing의 분리 운동을 예측하였다. 먼저 지상 시험 결과와의 비교를 통하여 힌지 운동 모사의 정확도를 검증하고 정확한 분리 조건을 설정하였다. 다음으로 고도 45km에서 받음각, 중력 작용 방향, 돌풍의 존재 여부 등을 바꾸어 가며 안전한 분리가 가능함을 판단하였으며, 힌지 이탈각을 60도에서 45도로 줄여줌으로써 훨씬 더 안전한 분리가 가능함을 확인하였다. 또한 발사 당일의 기상 조건의 변화에 따라 분리 고도가 40km로 낮추어져도 안전한 분리가 가능함을 알 수 있었다.

키워드 : KSR-III, 페어링(fairing), 6자유도운동해석(6-DOF motion analysis), 분리(separation), PASEM, 궤적(trajecory)

1. 서 론

KSR-III의 탑재부를 보호하고 있는 nose fairing은 목표 고도에 도달하면 화약 폭발에 의한 분리 장치의 작용으로 탑재부가 주어진 임무를 수행할 수 있도록 로켓으로부터 떨어져 나가도록 설계되어 있다. 이때 분리된 fairing이 로켓에 부딪치지 않고 안전하게 분리될 수 있게 하기 위해서는 적절한 크기의 분리력이 가해져야 하며, 이러한 분리력의 결정에 있어서 공기의 영향이 거의 없는 고고도 조건을 가정하였다. 이때 분리된 fairing과 로켓과의 상대 속도가 2m/sec 이상이면 안전한 분리가 가능하다는 요구조건을 만족할 수 있도록 여러 차례의 설계 변경 및 시험을 통하여 분리 장치를 설계하였다.[1] 그러나 KSR-III의 설계가 진행됨에 따라 발사체의 임무에 수정이 가해졌으며, fairing의 분리도 고고도가 아닌 공력의 영향이 상당 부분 남아 있는 고도 45km에서 이루어질 것으로 예상된다. 따라서 고고도 조건을 가정하고 설계된 분리 장치가 이러한 새로운 조건에서도 충분히 안전한 분리를 이룰 수 있는지의 여부에 대한 확인이 필요하게 되었으며, 본 연구에서는 6자유도 운동방정식의 해석을 통하여 이를 검증하고자 한다.

이와 유사한 연구 개발 경험으로는 KSR-III에

2개의 부스터를 붙여서 구성한 KSR-III 응용형의 분리 장치 설계 및 분리된 부스터의 궤적을 예측한 바 있으며, 이를 위해 6자유도 운동방정식 해석을 위한 프로그램(PASEM)을 개발하였다.[2] 본 연구에서는 정확도 및 효율성이 이미 검증된 PASEM을 이용하여 분리된 fairing의 궤적을 예측하고자 한다. 그런데 fairing 분리 장치는 클램셸 힌지(Clamshell Hinge)에 의해 60도 회전 후 분리되도록 설계되어 있으며,[1] 따라서 이러한 구속 조건이 운동방정식의 해석에 있어서 정확히 모사 될 수 있도록 하여야 한다. 운동 구속 조건의 추가를 위해 기존 프로그램에 대폭적 수정을 가하는 것은 바람직하지 않으며, 그 기본 구조를 그대로 유지하면서 하나의 subroutine을 추가함으로써 이러한 기능을 할 수 있도록 하였다.

운동방정식의 해석은 해석 대상의 기하학적 혹은 정량적 특성, 그리고 작용하는 외력만 정확히 나타낼 수 있으면 그 결과의 신뢰도가 매우 높아진다. 그러나 이러한 경우는 많지 않으며, 어느 정도의 물리적으로 합당한 가정은 필요하다. 특히 공력계수의 계산에 있어서 fairing과 로켓의 상대 위치에 따른 방대한 database의 구축이 필요하며, 이는 grid test라는 풍동시험을 통하여 얻어질 수밖에 없다. 그러나 현재 이러한 시험을 수행할 시간 및 비용의 여유가 없어 분리된

fairing 및 로켓이 단독으로 존재할 경우의 공력 계수만을 사용하여 해석을 수행하였다. Fairing 및 로켓의 상호작용에 의한 공력계수의 변화가 얼마나 클지, 그리고 이것이 안전한 분리에 긍정적으로 작용할지의 여부는 현재로서는 불확실하다. 따라서 본 연구의 결과를 해석함에 있어서 이러한 한계가 있음을 반드시 염두에 두어야 할 것이다. 단독으로 존재하는 좌우 fairing 및 로켓의 공력계수는 전산유동해석(CFD) 기법을 이용하여 구하였으며, 이를 이용하여 공력이 작용하는 경우의 분리 궤적을 예측하였다. 먼저 지상 시험 결과와 비교하여 분리 조건을 정확히 설정하고 해석의 정확도를 예측하였으며, 다양한 조건에 대한 분리 궤적 계산을 통하여 안전한 분리가 가능한지의 여부를 판단하였다.

2. 해석 기법

2.1 해석 기법

6자유도 운동방정식 해석 프로그램인 PASEM에 대한 자세한 이론 및 검증 결과들은 참고문헌 [2]에 주어져 있으므로 여기서 반복하지는 않으며, 다만 힌지(Hinge) 구속 조건을 어떻게 나타내었는지에 대하여 간략히 설명하고자 한다. 일반적인 3차원 문제의 경우 그 과정이 복잡하므로 여기서는 x-y 평면에서 2차원 운동을 하는 경우로 가정하여 해석 기법을 기술하고자 한다.

그림 1에는 fairing이 로켓상의 힌지를 기준으로 회전 운동하는 것을 나타내었다. 참고문헌 [2]에 나타난 바에 따르면 x-y 평면에서의 2차원 운동의 지배방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$f_x + F_x = m(\ddot{u} - r\dot{v}) = ma_x \quad (1)$$

$$f_y + F_y = m(\ddot{v} + r\dot{u}) = ma_y \quad (2)$$

$$-l_y f_x + l_x f_y + N = I_{zz} \ddot{\gamma} \quad (3)$$

위 식에서 (F_x, F_y) 는 힌지에서의 반력을 제외한 fairing의 무게 중심에 작용하는 모든 외력의 합이며, N 은 모멘트의 합이다. (f_x, f_y) 는 힌

지에서 fairing에 작용하는 반력을 나타내며, 힌지에서 무게 중심까지의 거리 벡터 \vec{l} 은 (l_x, l_y) 로 표시하였다. 식 (1)과 (2)에서 우변은 fairing의 가속도를 물체 고정좌표계(Body-Fixed Coordinate)에 대하여 표시한 것으로 각각 관성 좌표계(Inertial Coordinate)에 대한 fairing의 가속도 (a_x, a_y) 를 나타낸다. 만약 힌지에서의 반력만 구해진다면 식 (1)~(3)의 해석은 통상적인 운동방정식처럼 풀 수 있으며, 따라서 PASEM의 수정이 거의 불필요하다. 힌지에서의 반력 (f_x, f_y) 을 구하기 위해서는 다음과 같은 운동학적 관계식(Kinematic Relation)을 이용하였다.

$$\vec{v} = \vec{v}_p - \vec{\omega} \times \vec{l} \quad (4)$$

위 식에서 \vec{v} 는 fairing 무게 중심의 속도, $\vec{\omega}$ 는 fairing의 회전 각속도로 $r\vec{k}$ 로 나타낼 수 있다. 식 (4)를 시간에 대해 미분함으로써 다음과 같이 가속도를 구할 수 있다.

$$\vec{a} = \vec{a}_p - \{\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{l}) + \dot{\vec{\omega}} \times \vec{l}\} \quad (5)$$

식 (5)를 x 및 y 성분에 대하여 표시하면 다음과 같이 된다.

$$a_x = (a_p)_x + r^2 l_x + \dot{r} l_y \quad (6)$$

$$a_y = (a_p)_y + r^2 l_y - \dot{r} l_x \quad (7)$$

이상으로 미지수 5개($a_x, a_y, \dot{r}, f_x, f_y$)에 대하여 방정식도 5개(식 (1), (2), (3), (6), (7) 등)가 주어졌으므로 해를 구할 수 있게 되었다. 식 (6) 및 (7)에 포함된 $(a_p)_x$ 와 $(a_p)_y$ 는 로켓의 운동 해석에 의해 주어지는 것으로 그 값을 구하기 위한 절차는 다음에 설명될 것이다.

이와 같은 방정식의 해를 구하는 기법은 여러 가지가 있을 수 있겠으나 PASEM의 수정을 최소화하고 또 pivot의 작용이 끝난 후에도 동일한 방식으로 해를 구하기 위해서는 반력을 구하여 식 (1), (2) 및 (3)의 좌변에 더해 주는 방법을 채택하였다. 이를 위해 식 (6)과 (7)을 식 (1)과 (2)의 우변에 각각 대입하면 다음 식들을 얻을 수 있다.

$$F_x + f_x = m\{(a_p)_x + r^2 l_x + r l_y\} \quad (8)$$

$$F_y + f_y = m\{(a_p)_y + r^2 l_y - r l_x\} \quad (9)$$

식 (8)에 l_x 를 곱하고 식 (9)에 l_y 를 곱하여 더 해주면 다음 식을 얻는다.

$$l_x f_x + l_y f_y = m\{l_x(a_p)_x + l_y(a_p)_y + r^2(l_x^2 + l_y^2)\} - (l_x F_x + l_y F_y) \quad (10)$$

식 (3)과 (9)를 이용하여 r 를 소거하면

$$m l_x l_y f_x - (I_{zz} + m l_x^2) f_y = -m I_{zz} \{(a_p)_y + r^2 l_y\} + I_{zz} F_y + m l_x N \quad (11)$$

식 (10)과 (11)에서 f_x 를 소거하면 f_y 는 다음 식으로 구해진다.

$$\begin{aligned} & \{I + m(l_x^2 + l_y^2)\} f_y \\ &= m^2 l_x l_y (a_p)_x + m(I_{zz} + m l_x^2)(a_p)_y \\ &+ m r^2 l_y \{I_{zz} + m(l_x^2 + l_y^2)\} \\ &- m l_x l_y F_x - (I + m l_y^2) F_y - m l_x N \end{aligned} \quad (12)$$

식 (12)에서 구한 f_y 를 식 (11)에 대입함으로써 f_x 를 구할 수 있으며, 이들은 모두 분리되는 fairing의 물성치(m , I_{zz}), 기하학적 형상(l_x , l_y), 그리고 힌지에서의 반력을 제외한 무게 중심에서의 모든 반력의 합(F_x , F_y , N), 그리고 회전 각속도(r)로 표현된다. 회전 각속도는 r 에 대한 방정식의 해로 구해져야 하나 이전 시간에서의 값을 대입함으로써 근사적으로 얻을 수 있다. 따라서 힌지에서의 반력을 이미 알고 있는 값들을 사용하여 얻을 수 있었으며, 이 값들을 식 (1)~(3)의 좌변에 대입함으로써 풀어야 할 운동방정식이 모두 구해진다. 이러한 방정식의 해는 PASEM을 그대로 사용하여 구해지며, pivot 운동을 할 경우 구해진 힘과 모멘트의 값을 적절히 수정하여 주면 된다.

위에서 힌지점(P)의 가속도 성분인 $(a_p)_x$ 와 $(a_p)_y$ 는 로켓의 운동으로부터 얻어야 한다. 로켓의 운동 역시 운동방정식의 해석으로부터 구해지며, 이전 시간에서의 로켓의 속도 및 가속도를 알고 있으므로 이를 이용하여 힌지점에서의 값을

구할 수 있다. 먼저 식 (6)과 (7)에서 미지항을 $(a_p)_x$ 와 $(a_p)_y$ 로 보고, 나머지의 값은 fairing이 아닌 로켓에 대한 값으로 보면 된다. 예를 들면 l_x 와 l_y 는 그림 1에서의 $(l_R)_x$ 및 $(l_R)_y$ 로 바꾸고 속도 및 가속도 성분도 로켓에 대한 값으로 생각하면 된다. 이때 로켓의 가속도 성분은 식 (1), (2) 및 (3)에서 로켓에 작용한 외력 및 모멘트를 질량 및 회전 관성으로 나누어줌으로써 쉽게 구해진다. 힌지점에서의 반력 역시 앞 시간 단계에서 구한 값을 넣어 줄 수 있으나, 여기서는 힌지 반력이 로켓에 미치는 영향이 작다고 생각하여 고려하지 않았다.

3. 계산 결과

공력이 작용하는 조건에서의 fairing 분리 여부를 계산하기 앞서 먼저 프로그램의 정확도를 검증할 필요성이 있다. PASEM의 정확도에 대한 검증은 참고문헌 [2]에 충분히 나타나 있으며, 여기서는 단지 pivot 운동을 얼마나 잘 나타내는가를 검증하면 충분하다. 이를 위해 먼저 지상 시험을 통한 fairing 분리 운동 측정 결과와 계산 결과를 비교하였으며, 이는 단순한 해석 기법의 검증뿐만 아니라 주어진 fairing 분리에 대한 여러 가지 조건들이 얼마나 제대로 모사 되었나를 확인할 수 있는 방법이기도 하다. 이러한 검증이 끝난 후 여러 가지 경우에 대한 분리 운동을 예측하여 안전한 분리가 이루어 질 수 있는 지를 판단하였다.

3.1 지상 시험과의 비교

Fairing의 분리 운동 해석을 위해서는 먼저 fairing 자체의 물성치, 분리력의 크기, 작용 시간 및 방향, 작용점의 위치, 그리고 기하학적 형상 등을 정확히 알고 있어야 한다. KSR-III의 제작이 수행되면서 이러한 값들에 약간의 변화가 있을 수 있으며, 본 해석에 있어서는 참고문헌 [3]에 주어진 값들을 사용하였다. 이 값들은 실제 제작

된 발사체를 측정한 것과 다소간의 차이가 있을 수 있으나, 필요로 하는 값들을 모두 제공하고 또 그 차이가 크지 않을 것으로 예상되므로 그대로 사용하였다.

먼저 질량 및 회전 관성 값들은 참고문헌 [3]의 표 5-25의 값을, 분리력의 작용점 및 힌지 위치 등은 그림 5-56에 나타난 값들을 사용하였으며, 그 주요 특성은 아래의 표 1에 나타난 바와 같다. 화약의 폭발에 의해 작용하는 분리력은 참고문헌 [1]의 그림 5-134를 참고하되, 최대 40kN의 힘이 3.0 msec동안 삼각형의 형태로 작용한다고 가정하였다. 이 분리력의 작용 시간은 제 9차 fairing 분리 시험과의 결과 비교에서 오히려 역으로 추산된 값이며, 이 정도의 값을 가질 경우 해석 결과와 시험 결과가 가장 잘 일치하는 것으로 나타났다.

다음으로 주어져야 할 것이 분리력의 작용점 및 작용 방향으로, 우측 fairing의 경우 이러한 점들이 명확히 정의되는 것으로 보인다. 그러나 좌측 fairing의 경우 이것을 밀어주는 piston의 작용점 및 작용 방향이 바뀌게 되는 구조로 되어 있다. 그러나 이의 정확한 예측을 위해서는 piston의 운동까지를 고려해야 하므로 여기서는 근사적으로 우측 fairing처럼 일정한 작용점을 유지한다고 가정하였다. 그러나 이러한 가정으로 인해 좌측 fairing에 작용하는 힘은 실제의 경우보다 좀 더 크게 나타날 수 있으므로 이를 보정하기 위해 분리력의 작용시간을 2.45 msec로 줄여 주었다.

표 1. 좌우 Fairing의 형상 특성

	Mass Property		Location of C.G.		Location of Pivot	
	M (kg)	Izz (kg·m ²)	x	y	lx	ly
Right	29.24	10.716	1.35346	0.18743	0.80144	0.31257
Left	24.00	6.196	1.54638	-0.24632	0.60852	-0.25368

그림 2에는 분리된 좌우 fairing의 위치를 0.1 초 간격으로 도시하였으며, 좌측 fairing이 힌지

점을 pivot으로 하여 회전 운동을 하다가 로켓에서 이탈되어 나감을 알 수 있다. 그림 3에는 무게 중심의 위치 변화를 시간에 대하여 나타내었으며, 제 9차 지상 시험 결과와 비교하였다. 좌우 fairing 모두 지상 시험 결과와 거의 일치하며, 공기력을 무시한 해석 결과가 x 및 y 방향으로 좀 더 이동하게 됨을 알 수 있다. 물론 이러한 두 결과의 일치는 분리력 작용 시간을 적절히 조절하여 얻은 것이므로 일견 당연하다고 볼 수 있으며, 오히려 이를 통하여 실제 상황에서의 정확한 분리 환경을 설정할 수 있다는 점이 더 큰 의미로 볼 수 있을 것이다.

표 2에는 분리 순간, 즉 좌우 fairing이 힌지점을 기준으로 60도 회전함으로써 힌지에서 놓여지게 되는 순간에서의 운동 특성을 나타내었다. 횡(y축) 방향 이탈 속도는 좌우 fairing 모두 설계 요구 조건인 2m/sec를 만족하고 있으며, 힌지가 60도 회전을 강제함으로써 상당한 크기의 축(x축) 방향 직선 속도 및 회전 속도가 유발됨을 알 수 있다.

3.2 진공 조건에서의 운동

그림 4에는 고도 45km에서 공력이 작용하지 않는다고 가정하였을 때의 분리 운동을 나타내었다. 중력의 방향은 그림에 나타난 것과 같으며 분리 직전 로켓이 지면에 평행한 자세로 Mach수 1.5로 비행하고 있다고 가정한 것이다. 0.2초 간격으로 로켓에 대한 fairing의 상대 위치를 나타낸 것으로 분리된 좌우 fairing 및 로켓이 모두 중력의 작용으로 지면을 향하여 떨어지고 있는 상태이다. 진공 조건을 가정하였으므로 지면에 수직으로 비행하는 경우와 상대 위치는 같은 형태를 나타내고 있으며, 로켓이 운동을 하는 경우에도 힌지의 작용을 잘 나타내고 있음을 알 수 있다. 공력 없이 중력만 작용하고 있으므로 로켓은 아무런 회전 운동을 하지 않으며, 분리된 fairing은 분리 장치에서 가해진 직선 및 회전 운동을 계속하게 된다. 분리 순간의 운동 특성을 표 3에 나타내었으며, 로켓에 대한 fairing의 분리 순간 상대 속도가 지상 시험의 경우보다 조

급 줄어들었음을 알 수 있다. 그런데 그림 4를 보면 9차 시험 조건에서의 분리력이 좀 과도한 것이 아닌가 하는 느낌을 준다. 물론 이탈 속도 2.0 m/sec는 이 정도의 분리력이 가해져도 우측 fairing에서는 얻어지지 않는 것으로 나타나므로 설계 요구 조건의 만족도 면에서는 오히려 부족하다고 볼 수도 있다. 그러나 clamshell hinge가 60도 회전 후 분리되도록 설계되어 있어 로켓 후방으로의 축 방향 속도 및 회전 각속도가 상당한 값을 갖게 되고, 이것은 공력이 작용할 경우 안전한 분리에 오히려 역기능을 할지도 모른다는 우려를 갖게 한다.

표 2. 지상 시험 조건에서 분리 순간의 좌우 Fairing 운동 특성

	Time (sec)	Inertial Velocity		Ang. Velocity (degree/sec)
		u (m/sec)	v (m/sec)	
Right	0.3946	1.6733	2.0863	-178.0
Left	0.2486	1.8271	-2.3885	261.2

3.3 공력 작용 시 Fairing의 분리 운동

앞에서는 공력이 작용하지 않는 진공 상태의 조건을 가정하여 분리된 fairing의 운동을 예측하였다. 여기서는 공력이 작용할 때 안전한 분리가 일어날 수 있는지를 검증하고자 한다. 그런데 공력을 포함시킬 때 분리된 fairing과 로켓의 상호 간섭 작용에 의해 발생하는 복잡한 유동 현상을 고려해 주어야만 정확한 계산이 된다. 예를 들면 우측 fairing이 자유류 받음각 5도인 조건에 있다 하더라도 로켓과의 상대 위치는 어딘지, 그리고 좌측 fairing의 자세는 어떤지 등에 따라서 공력 계수의 값은 달라질 것이다. 또한 fairing이 로켓의 공력계수를 변화시키는 정도 역시 분리된 fairing이 어디에 있는가에 따라서 달라질 것이다. 이러한 경우를 정확히 고려하기 위해서는 방대한 양의 CTS(Captive Trajectory System)를 이용한 풍동시험이 필요하며, 따라서 본 연구에 주어진 시간, 예산, 인력의 범위를 넘어서는 것이다. 여기서는 이러한 상호 간섭의 영향을 모두 무시한 채 fairing이나 로켓이 단독으로 있을 경우의 공력계

수만으로 분리 운동을 예측하고자 하였다. 이러한 경우에 대한 공력계수 database 역시 받음각 및 옆미끄럼각(혹은 roll 각)을 독립변수로 하는 많은 양의 시험 혹은 계산을 필요로 한다. 따라서 본 연구에서는 그림 1의 x-y 평면에서만 운동이 일어난다는 가정 하에 필요한 공력계수를 전산유동해석(CFD)을 이용하여 구할 수 있게 하였다. 분리 운동을 x-y 평면에만 국한시킨 것은 직관적으로 볼 때 분리된 fairing이 로켓 fin 등에 부딪치기 가장 쉬운 조건이 이에 해당하는 것으로 보았기 때문이며, 완전한 3차원 운동의 경우 충돌의 확률이 줄어들 것으로 생각된다.

표 3. 진공 조건에서 분리 순간의 좌우 Fairing 운동 특성

	Time (sec)	Inertial Relative Velocity		Ang. Velocity (deg/sec)
		Δu (m/sec)	Δv (m/sec)	
Right	0.3871	1.459	1.8284	-155.5
Left	0.2451	1.721	-2.2452	245.9

본 계산의 결과를 검토함에 있어서 한 가지 꼭 염두에 두어야 할 사항은, 앞에서 기술한 바와 같이 상호 간섭에 의한 공력계수의 변화를 고려하지 않았다는 사실이다. 또한 이러한 상호 간섭이 실제의 경우에 있어서 더욱 안전한 분리가 일어나는 방향으로 작용할지 아니면 그 반대의 방향으로 작용할지 알 수 없다는 점이다. 다만 KSR-III 응용형 단분리 해석 경험에 비추어 보면 간섭 현상이 분리가 더 잘 일어나도록, 즉 간섭 현상을 고려하지 않은 해석 결과에 비하여 실제로는 훨씬 더 작은 분리력으로도 안전한 분리가 일어나는 것으로 나타나 있다.[1] 물론 응용형의 경우와 fairing 분리의 경우가 물리적으로 상당한 차이가 있는 것으로 보여지고 따라서 이전의 경험이 그대로 적용되기는 어려울 것으로 보인다. 하여간 현재로서는 주어진 자원으로서는 최대한 얻을 수 있는 결과는 다음에 나타내는 바와 같으며, 앞에서 말한 바와 같은 해석의 한계가 있음을 반드시 고려해야 할 것이다.

분리 운동의 해석에 앞서 먼저 좌우 fairing의 공력 특성을 살펴보고자 한다. 공력 특성의 계산은 형상이 복잡한 우측 fairing은 비정렬격자를 사용하는 상용 전산유동해석 코드인 Fluent[4]를, 모양이 단순한 좌측 fairing은 PENS3D[6]를 사용하여 구하였다. 분리된 fairing이 현재의 작용에 의해 상당한 크기의 초기 회전 각속도를 가지므로 공력적 damping의 예측이 중요하며, 이에 필요한 동안정 미계수(Dynamic Derivative) c_m 의 값은 AP98[5]로 구하였다. 고도 45km에서의 공기 밀도가 낮아서 로켓 직경 1m를 기준 길이로 할 경우의 Reynolds수는 5.496×10^4 가 되므로 층류 유동장으로 계산하였다. 물론 유동 박리가 수반되므로 후류 영역에서 전이가 일어나게 되나 전체 해석 결과에 큰 영향을 미칠 만큼 공력계수를 변화시키지는 않을 것으로 예상된다. 그림 6에 공력계수를 나타내었으며, 그림 1에 나타낸 물체 고정 좌표계에서 y축 방향 바람 성분이 +의 값을 가질 경우를 양의 받음각이라 하였다. c_A 는 x축 방향, c_N 은 y축 방향 힘 성분이며, c_m 은 무게 중심을 기준으로 nose를 위로 움직이게 하는 방향을 양으로 한 모멘트 계수이다. 모멘트 계수와 수직력 계수의 비로써 구해지는 압력 중심의 위치는 우측 fairing의 경우는 대부분의 양의 받음각에서 무게 중심보다 뒤에 있으며, 좌측 것은 무게 중심과 거의 같은 위치 혹은 약간 앞에 놓인다. 즉 우측 fairing은 공력적으로 안정한 특성을, 좌측은 중립적이거나 약간 불안정한 특성을 나타낸다. 좌우 fairing 이외에도 fairing이 분리된 후의 로켓의 공력 특성도 일고 있어야 하며, 공력적으로 매우 안정한 특성이 있어 받음각의 변화가 거의 없으므로 참고문헌 [6]에서 구해 둔 값이면 충분하다.

이렇게 구한 공력 특성을 적용하여 fairing의 분리 운동을 예측하였다. 그림 7에는 우측 fairing을 위로 두고 수평 비행에서 분리가 시작된 경우를 나타내었다. 분리 직전 받음각이 없는 자세로 비행하고 있었으며 대기중의 바람도 없는 경우이며, 우측 fairing이 fin 근처를 지나가기는 하나 부딪히지는 않는 것으로 나타났다. 여기에

나타내지는 않았으나 좌우 fairing의 위치가 바뀐 경우, 즉 우측 fairing이 중력 방향으로 놓인 경우에도 분리 궤적에 큰 차이가 없는 것으로 나타났다. KSR-III의 외형은 x-y 및 x-z축에 대하여 대칭이나 외부에 노출된 각종 파이프나 그 밖의 제작 오차 등으로 완전한 대칭이라 볼 수 없다. 따라서 받음각 0도가 아닌 어떤 각도에서 트랩이 형성 될 수 있으므로 분리 직전 받음각이 있는 경우에 대해서도 계산을 수행하였다. 그림 1의 좌측에서 바람이 불어온다고 할 때를 양의 받음각, 그 반대를 음의 받음각이라 하고 받음각이 각각 $\pm 5^\circ$ 인 경우를 해석해 보았다. 그림 8에 받음각이 -5° 인 경우의 궤적을 나타내었으며, 좌우 fairing의 자세는 상당히 달라지나 궤적은 그림 7에 나타낸 것과 큰 차이가 없다. 즉 안전한 분리의 여부는 분리 초기 받음각에는 큰 영향을 받지 않는 것으로 나타났다. 그림 7과 8을 자세히 비교해 보면 그림 7에서 로켓은 거의 수직으로 가만히 있는 것으로 나타나 있으나, 그림 8에서는 로켓 자체가 정안정성을 가지므로 바람 방향으로 자세가 회전 된 것을 알 수 있다. 그림에서 파악하기는 쉽지 않으나 계산 결과 실제로 로켓은 약 2초 후에 2.3도 정도 자세를 바꾼 것으로 나타나 있다.

다음으로 대기중의 바람이 어떤 영향을 미치는지에 대해서 알아보았다. 고도 45km에서의 기상 조건이 어떤지 추정하기 어려우나 우선 예상되는 극한 상황을 설정하고 그 경우에도 안전한 분리가 이루어지는가를 예측해 보았다. 대기중의 돌풍이 분리 순간 풍속 50m/sec로 불어서 받음각이 -5° 가 되도록 불어오는 경우를 가정하고 분리 운동을 해석하였으며, 그 결과를 그림 9에 나타내었다. 그림 7과 비교하여 우측 fairing이 좀더 빨리 바람에 날려 뒤로 밀릴 뿐 궤적이나 접근 정도에 큰 차이는 없다. 따라서 대기중의 돌풍은 안전한 분리에 크게 영향을 미치지 않는 것으로 결론지을 수 있다.

앞의 3.2에서 clamshell hinge의 분리 각도가 60° 가 되게 설계됨으로써 분리력이 수직 방향 이탈 속도보다는 축 방향의 상대 속도 및 회전 각속도를 가하는데 사용되는 측면이 있다고 하였

다. 여기서는 이를 확인하기 위하여 clamshell hinge의 분리 각도를 45°로 하였을 때의 운동을 예측하고 이를 그림 10에 나타내었다. 우측 fairing의 운동을 그림 7과 비교하면, 초기 회전 각속도가 작으므로 fairing이 덜 회전하게 되고, 따라서 공기에 의한 수직력의 방향이 로켓에서 좀 더 멀어지게 되므로 분리 궤적이 로켓에서 더 떨어진 것으로 나타나게 된다. 따라서 힌지의 분리 각도를 줄여 줌으로써 이탈 초기의 회전 각속도를 줄여주게 되고, 이것에 의해 훨씬 더 안전한 분리가 일어날 수 있음을 알 수 있다.

KSR-III는 발사 당일의 기상 조건에 따라서 임무 수행을 위한 최적 궤도를 얻을 수 있도록 발사되며, 따라서 fairing의 분리 고도도 45km에서 약간씩 달라질 수 있다. 이번에는 비행 Mach 수를 1.25로 줄이고 고도를 낮추어 가며 충돌 없는 안전한 분리 여부를 확인하여 보았다. 분리 고도를 45km에서 30km까지 5km씩 낮추어 가며 받음각이 각각 -5°, 0°, 5°인 경우에 대하여 해석을 수행하였다. 고도 35km까지는 모든 조건에 대하여 안전한 분리가 이루어졌으나 고도 30km에서는 강해진 동압으로 인해 충돌이 나타난다. 받음각 0°에서는 그래도 분리가 이루어지나, 그림 11에 나타낸 것처럼 받음각이 있는 경우에는 바람 방향의 fairing이 분리되자마자 바로 로켓에 부딪치는 것으로 나타났다. 그림 11에 나타낸 우측 fairing은 분리 장치의 작용으로 초기에는 힌지점을 중심으로 벌어지기 시작하나, 약 10° 정도 회전한 후 공력의 작용에 의해 다시 원래 위치 방향으로 돌아오게 된다. 10° 회전한 자세에서의 받음각은 대략 5° 정도가 되나 그림 6에서 보면 이 자세에서 우측 fairing은 음의 수직력을 나타낸다. 따라서 공력은 벌어진 fairing을 다시 원래 위치로 돌려보내려는 복원력으로 작용하게 된다. 그림 1에서 우측 fairing이 좌측으로 기울어지게 될 수는 없으며, 이 경우는 이미 fairing 분리가 실패하여 더 이상의 계산이 의미가 없는 것으로 보아야 할 것이다. 좌측 fairing의 경우도 여기에 나타내지는 않았으나 받음각이 5°인 경우 유사한 과정에 의해 로켓에 부딪치는 것으로 나타났다.

4. 결 론

설계된 분리 장치에 의해 KSR-III의 fairing이 공기중에서도 안전하게 분리되는지를 검증하고자 하였다. 이를 위해 먼저 힌지 운동을 모사할 수 있도록 운동방정식을 정립하고, 기존의 운동방정식 해석 프로그램인 PASEM의 수정을 최소화하면서 이러한 기능을 가질 수 있도록 하였다.

공력계수는 로켓과 분리된 fairing의 상호 간섭을 고려하지 않고 단독으로 있을 경우의 값들을 전산유동해석을 통하여 구하였으며, 무시된 상호 간섭 작용의 효과가 안전한 분리를 돕는 방향으로 작용할지 아니면 반대 방향으로 작용할지가 불확실함을 거듭 염두에 두어야 할 것이다. 이러한 전제 하에서 x-y 대칭 평면에서의 fairing 분리 운동을 해석한 결과 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

- 지상 시험 조건에서의 분리 운동을 예측한 결과 우측 fairing의 경우 거의 유사한 결과를, 무게가 가벼운 좌측 fairing의 경우 좀 더 순조로운 분리가 일어나는 것으로 나타났다. 이는 무시된 공력의 영향과 좌측 fairing의 분리력 모델링에 있어서의 불확실성에 기인한 것으로 보인다.
- 진공 상태에서의 분리 운동을 예측하였으며, 가해지는 분리 속도로 인해 아무런 문제없이 안전한 분리가 이루어짐을 알 수 있었다.
- 고도 45km에서의 공력이 작용할 때의 분리 궤적을 여러 조건, 즉 중력의 방향, 돌풍의 방향과 세기 등을 변화시켜 가며 예측하였으며, 모든 경우에 대하여 비슷한 결과를 나타내었다.
- 힌지의 분리 각도를 60°로 설정함으로써 분리력이 회전 각속도를 크게 하는데 사용되었고 이것이 fairing의 분리에 좋지 않은 영향을 미치는 것으로 나타났다. 동일한 분리력을 작용시키면서도 힌지의 분리 각도를 45° 정도로 줄이면 훨씬 안전한 분리가 가능함을 알 수 있었다.
- 공력의 작용을 고려하지 않고 설계된 분리 장치로 어느 정도까지 낮은 고도에서도 안

전한 분리가 이루어지는지를 예측해 보았으며, Mach수 1.25일 때 고도가 30km까지 낮아지면 받음각이 있는 경우 바람 방향의 fairing이 로켓에 부딪치는 것으로 나타났다.

참 고 문 헌

1. 채연석 외, "3단형 과학로켓 개발사업(IV)", 한국항공우주연구원 최종연구보고서 N00041, 2001.
2. 옥호남, 이장연, 김인선, 라승호, 최성욱, "PASEM : 6자유도 운동 해석 프로그램", KARI-AD-TM-2000-023, 한국항공우주연구원, 2000.
3. 채연석 외, "3단형 과학로켓 개발사업(III)", 한국항공우주연구원 최종연구보고서 N99081, 2000.
4. Fluent 6 User's Guide, Fluent Inc., 2001.
5. Moore, F. G., McInville, R. M., and Hymer, T., "The 1998 Version of the NSWC Aeroprediction Code : Part I - Summary of New Theoretical Methology", NSWCCD/TR-98/1, Dahlgren Division, Naval Surface Warfare Center, 1998.
6. 김인선, "페어링 분리시 KSR-III 공력특성 해석", 3단형 과학로켓 개발사업 Design Note 체계-02-07, 한국항공우주연구원, 2002.

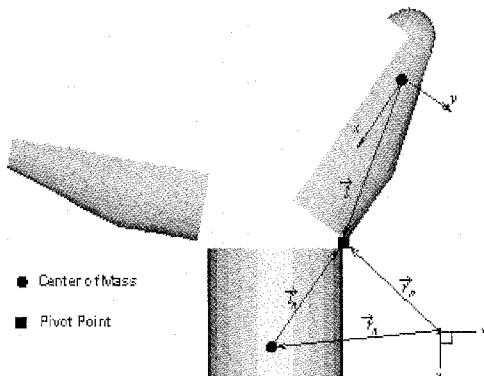


그림 1. X-Y 평면에서의 Pivot 운동

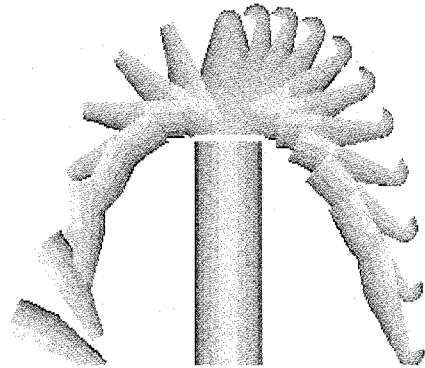
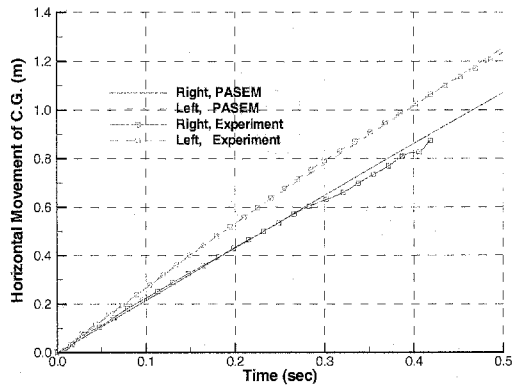
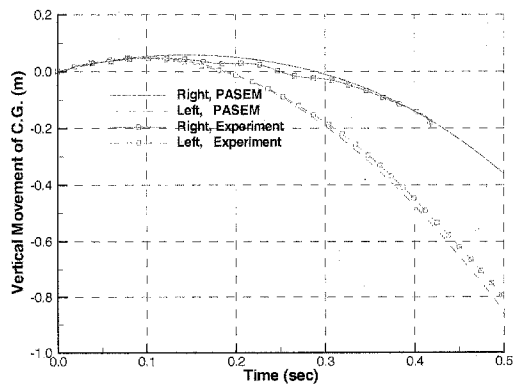


그림 2. 지상 시험 조건에서의 Fairing 분리 운동



(a) Horizontal Movement of the Center of Mass



(b) Vertical Movement of the Center of Mass

그림 3. 지상 시험 조건에서의 시간에 따른 무게 중심 위치의 변화

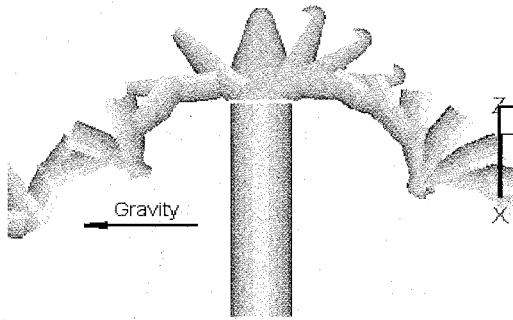


그림 4. 진공 조건에서의 Fairing 분리 운동 (고도 45km)

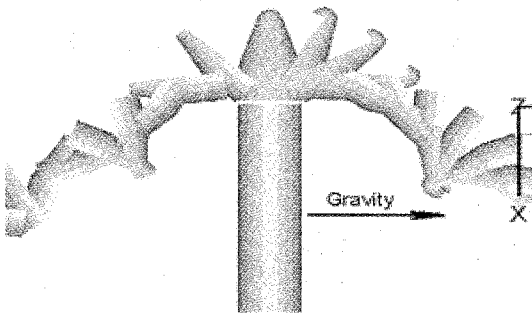
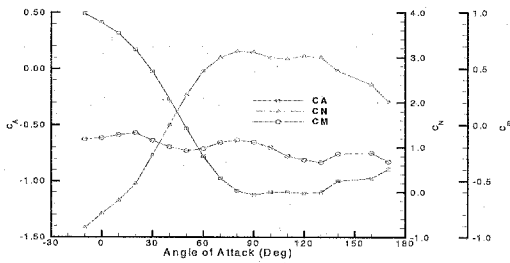
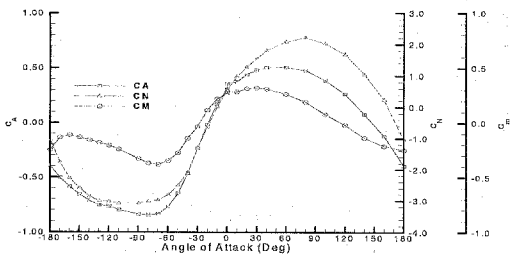


그림 5. 중력 방향이 바뀐 진공 조건에서의 Fairing 분리 운동 (고도 45km)



(a) Aerodynamic Characteristics of the Right Fairing



(b) Aerodynamic Characteristics of the Left Fairing

그림 6. 좌우 Fairing의 공력 특성 ($M=1.5$, $H=45km$)

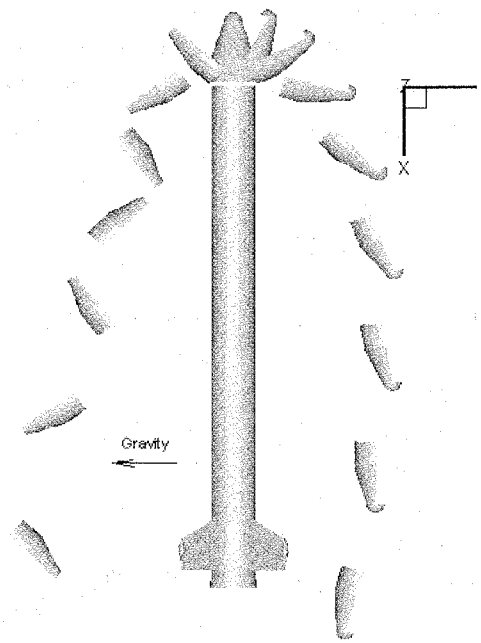


그림 7. 공력 작용 조건에서의 Fairing 분리 궤적($M=1.5$, 받음각= 0° , $H=45km$)

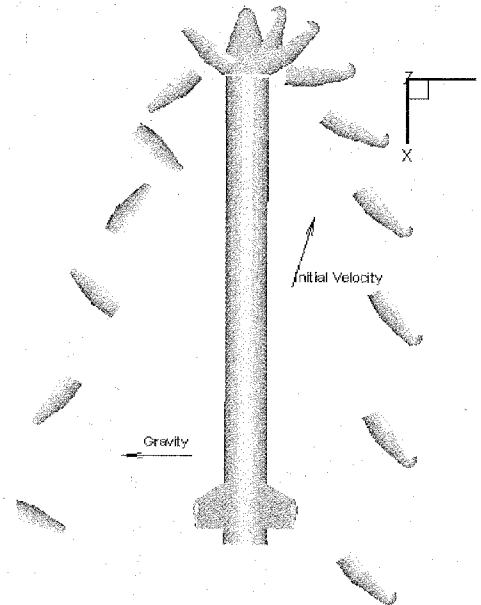


그림 8. 공력 작용 조건에서의 Fairing 분리 궤적($M=1.5$, 받음각= -5° , $H=45km$)

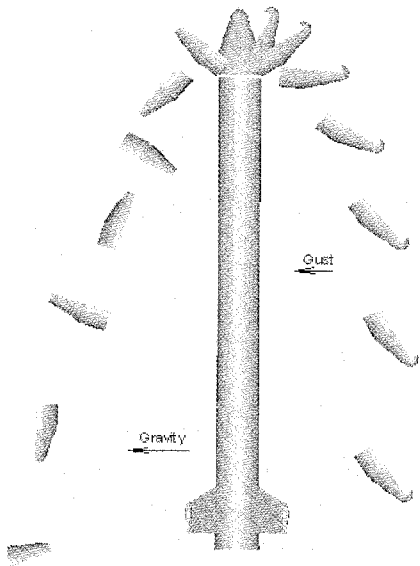


그림 9. 공력 작용 조건에서의 Fairing 분리 궤적 (돌풍에 의한 받음각 -5°)

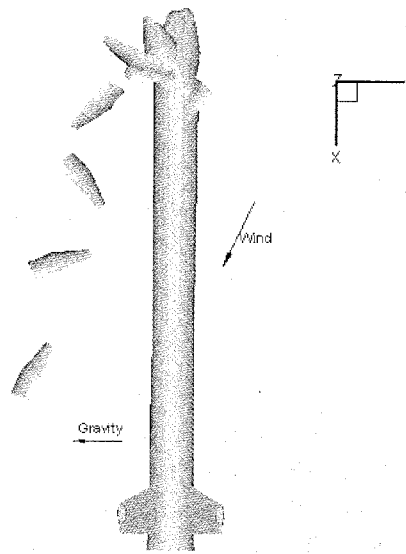


그림 11. 공력 작용 조건에서의 Fairing 분리 궤적 ($M=1.25$, 받음각 -5° , $H=30\text{km}$)

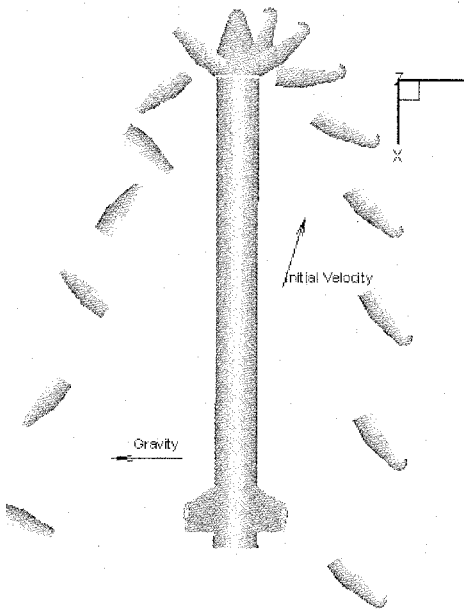


그림 10. 공력 작용 조건에서의 Fairing 분리 궤적 ($M=1.5$, 받음각 -5° , $H=45\text{km}$)